

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

ІЧÔÈÄÉ-ÅÉÇÈÆÊÙÌËË

ÀÔÉÌÇÏ

À ÈÄÞ ÁØ °ÁÓÞ ËÓÁÞ Þ ØÙ ÈÞØ È 1995 Á. L É Ê Ì ËÑ ËŠ 6 ÀÁ° ÍÓ °Á À ÍÓ

КИЇВ

À Þ Ø 3 , ¶ 1 / 2 , 1 9 9 7

KYIV

ЗМІСТ

Указ Президента України

Величко О. М., Макаренко Б. І., Камінський В. Ю., Кашчєєв Б. Л., Сафронов Ю. І., Сидоренко Г. С., Яцків Я. С. Державна служба єдиного часу і еталонних частот — необхідний елемент розвитку наземної космічної інфраструктури України

Зуев В. Е., Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Знаменский И. В., Мельников В. Е. Лазерное зондирование Земли из космоса. I. Российский лидар космического базирования БАЛКАН

Балин Ю. С., Тихомиров А. А. Лазерное зондирование Земли из космоса. II. Методологические основы лидарных измерений с борта орбитальной станции

Кузнецова В. Г., Максимчук В. Ю., Городиський Ю. М., Седова Ф. І. Комплекс наземних спостережень для вивчення аномальних електромагнітних явищ, пов'язаних із землетрусами

CONTENTS

- 3 Decree of the President of Ukraine
- 7 Velychko O. M., Makarenko B. I., Kaminskii V. Yu., Kashcheyev B. L., Safronov Yu. I., Sydorenko H. S., Yatskiv Ya. S. The state service of the unified time and standard frequencies — the necessary element of development of ground-based space infrastructure of Ukraine
- 16 Zuev V. E., Balin Yu. S., Tikhomirov A. A., Znamenskii I. V., and Mel'nikov V. E. Remote laser sensing of the Earth from space. I. The Russian spaceborne BALKAN lidar
- 26 Balin Yu. S., Tikhomirov A. A. Remote laser sensing of the Earth from space. II. Methodological aspects of lidar measurements aboard an orbiting station
- 34 Kuznetsova V. G., Maksymchuk V. Yu., Horodys'kii Yu. M., and Siedova F. I. Ground-based observations for studying anomalous electromagnetic phenomena related to earthquakes

- Евсюков Н. Н. Особенности геологии планет разного состава*
- Айзенберг Я. Е., Бек А. В., Златкин Ю. М., Каменев В. П., Конорев Б. М., Щербаченко В. Т. Динамическая отработка программного обеспечения бортовых цифровых вычислительных машин систем управления объектов ракетно-космической техники*
- Урусский О. С. Многокритериальный синтез управления процессом выведения авиационно-космических систем на орбиту*
- Буданов О. В., Просвирнин С. Л. Осесимметричное возбуждение сферического сегмента импульсным диполем*
- Стасев Ю. В., Горбенко И. Д., Пастухов Н. В. Аутентификация в космических системах связи и управления с множественным доступом*
- Переверзев Е. С. Проблема подтверждения ресурсных характеристик комплектующих систем космических аппаратов с длительными сроками функционирования*
- Бєглій О. В. Так починалось міжнародне космічне право*
- ХРОНІКА**
- Пилипенко В. В. Конюхову Станиславу Николаевичу — генеральному конструктору ГКБ «Южное», академику НАН України — 60 лет*
- НАШІ АВТОРИ**
- ПАМ'ЯТКА ДЛЯ АВТОРА**
- 43** *Evsyukov N. N. Geological peculiarities of planets of different composition*
- 61** *Aiseberg Ya. E., Bek A. V., Zlatkin Yu. M., Kamenev V. P., Konorev B. M., and Shcherbachenko V. T. Dynamic testing of on-board embedded computer software of missile and spacecraft control system*
- 75** *Uruskii O. S. Multicriteria synthesis of the management of the injection of an aircraft-space system into the orbit*
- 78** *Budanov O. V. and Prosvirnin S. L. Axisymmetric excitation of spherical segment by an impulse dipole*
- 83** *Stasev Yu. V., Gorbenko I. D., and Pastukhov N. V. Authentication in space system communication and control with numerous access*
- 87** *Pereverzev E. S. Problem on the confirmation of characteristic life for space vehicle component systems of a long-term functioning*
- 92** *Bieglyi O. V. This is how the international space law came*
- 101** *NEWS*
- 103** *Pilipenko V. V. 60th birthday of Stanislav Nikolaevich Konyukhov, the principal designer of the design office Pivdenne, Member of the National Academy of Science of Ukraine*
- 105** *OUR AUTHORS*
- 112**

ВИЙШЛИ З ДРУКУ



**УКАЗ
ПРЕЗИДЕНТА УКРАЇНИ**

**Про День працівників
ракетно-космічної галузі України**

Ураховуючи значний внесок працівників ракетно-космічної галузі України у наукові дослідження, створення сучасної ракетно-космічної техніки та впровадження високих космічних технологій в народне господарство, **постановляю:**

Установити в Україні свято — День працівників ракетно-космічної галузі України, яке відзначати щорічно 12 квітня.

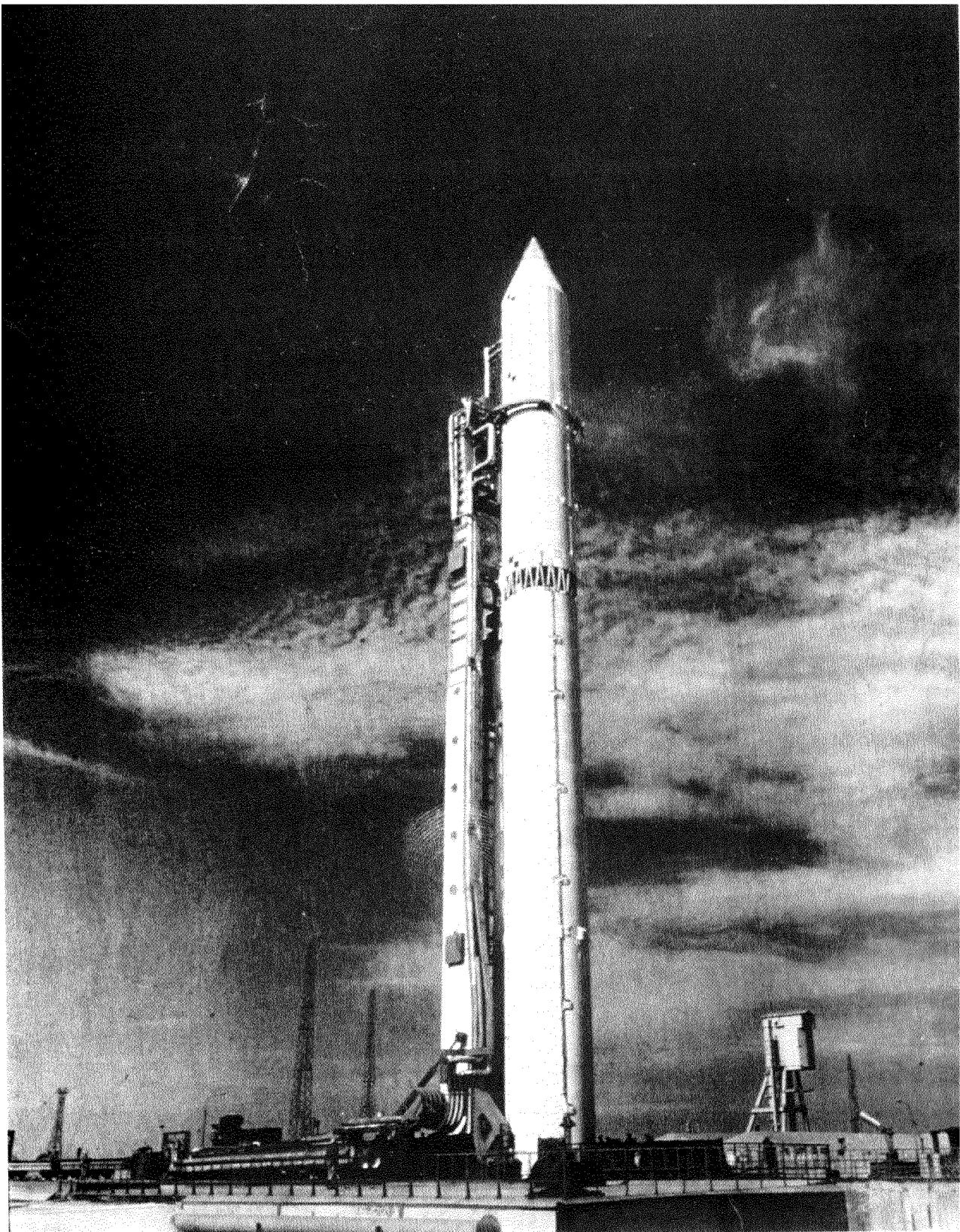
Президент України

Л. КУЧМА

м. Київ

13 березня 1997 року

№ 230/97





КОМЕТА ХЕЙЛА—БОППА (С/1995 О1)

Знімок отримано В. В. Румянцевим на подвійному астрографі Кримської астрофізичної обсерваторії 18 березня 1997 р. Експозиція 30 хв.

Знімок зафіксував метеорний слід (вгорі).

Комета С/1995 О1 була відкрита в ніч з 22 на 23 липня 1995 р. майже одночасно двома американськими аматорами астрономії — шукачами комет Еленом Хейлом та Томасом Боппом. В цей час комета знаходилась далеко за орбітою планети-гіганта Юпітера, а період обертання її навколо Сонця оцінювався приблизно в 3000 років. В квітні 1996 р. комета Хейла—Боппа пройшла на відстані в 120 млн км від Юпітера, який зменшив період її обертання до 2000 років. Розрахунки показують, що через один оберт, 26 липня 3984 р. комета зіткнеться з Юпітером, подібно зіткненню в 1994 р. знаменитої комети Шумейкерів—Леві 9.

Найближчою до Землі комета Хейла—Боппа була 22 березня 1997 р. (близько 197 млн км). 1 квітня 1997 р. о 3 год 19 хв за Все світім часом комета пойшла перигелій (на відстані приблизно 137 млн км). Довжина іонного хвоста її в цей час становила близько 100 млн км, а діаметр ядра — приблизно 45 км.

Віддаляючись від Сонця, комета Хейла—Боппа 23 квітня 1997 р. перетне площину орбіти Землі. В цей момент вона буде знаходитись на відстані в 150 млн км від Сонця та близько 240 млн км від Землі.

УДК 520:389.2

Державна служба єдиного часу i еталонних частот — необхідний елемент розвитку наземної космічної інфраструктури України

**О. М. Величко¹, Б. І. Макаренко², В. Ю. Камінський³,
Б. Л. Кащеєв⁴, Ю. І. Сафонов¹, Г. С. Сидоренко⁵, Я. С. Яцків⁶**

¹ Держстандарт України, Київ

² Науково-дослідний інститут радіотехнічних вимірювань, Харків

³ Центральне управління метрології та стандартизації Міністерства оборони України, Київ

⁴ Харківський технічний університет радіоелектроніки

⁵ Державне науково-виробниче об'єднання «Метрологія», Харків

⁶ Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

Надійшла до редакції 31.03.97

Обґрунтуються актуальність проблеми створення системи забезпечення споживачів високоточною частотно-часовою інформацією в єдиних одиницях часу і частоти та шкалах. Розглядаються основні напрямки досліджень та розробок Державної програми України «Створення і розвиток Державної служби єдиного часу і еталонних частот на 1995—1999 роки.» Аналізується стан справ та приводяться результати робіт з основних науково-технічних проектів програми.

Сучасний період технологічного розвитку людства характеризується широким використанням високоточних вимірювань часу і частоти. Це зумовлено важливим значенням частотно-часової інформації для фундаментальних наукових досліджень, метрології, навігації, транспорту, зв’язку, телебачення, геодезії, картографії, космонавтики, оборони та ін.

На основі високоточних методів та засобів вимірювання часу і частоти діють чи створюються сучасні системи керування космічними апаратами та повітряним рухом у авіації, навігаційні системи у морському флоті та автомобільному транспорті. Тому технічний рівень вимірювання часу визначає

не тільки можливість, але і безпеку руху швидкісних транспортних засобів.

У всіх розвинених країнах світу забезпечення споживачів достовірною частотно-часовою інформацією в єдиних одиницях вимірювання і шкалах вважається надвичайно важливою проблемою. Тому проблемі постійного удосконалення науково-технічної бази та організаційної структури національної системи забезпечення єдності вимірювання часу і частоти, т. з. національних служб часу і частоти, приділяється особлива увага. Наприклад, у США цими питаннями займається Національний інститут стандартів і технологій (NIST) і

Військово-Морська обсерваторія (USNO) відповідно до федерального плану радіонавігації та програми точного часу і часових інтервалів, що виконуються в інтересах цивільних і військових споживачів, у Франції — Паризька обсерваторія, в лабораторіях якої зберігаються первинний і вторинний еталони часу і частоти, а в її структурі функціонує Центральне бюро Міжнародної служби обертання Землі.

У колишньому СРСР існувала Державна служба єдиного часу і еталонних частот (ДСЧЧ). Створенням та удосконаленням технічних засобів цієї служби займалося близько 20 міністерств і відомств, установи фундаментальної та галузевої науки, великі промислові підприємства, а в діяльності служби брали участь унікальні радіотехнічні та астрометричні спостережувальні комплекси. Після розпаду СРСР переважна більшість технічних засобів залишилася в Російській Федерації, зокрема державний первинний еталон часу і частоти, усі засоби передавання еталонних сигналів часу і частоти каналами радіо та телебачення і за допомогою штучних супутників Землі, засоби контролю і керування. На їх базі створена ДСЧЧ Росії.

В Україні функціонують три метрологічні центри у Харкові, Києві, Ужгороді, які оснащені робочими еталонами часу і частоти, та декілька станцій астрометричних і лазерно-локацийних спостережень, призначених для визначення параметрів обертання Землі, які не утворюють єдині системи і не можуть задоволити вимоги усіх споживачів частотно-часової інформації. Значні ускладнення в забезпечені єдності вимірювання часу і частоти в Україні викликані також тим, що основне виробництво зразкових і робочих засобів вимірювання часу і частоти залишилося в Росії, а виготовлення та повірка точних засобів за кордоном пов'язана з великими валютними витратами.

Таким чином в Україні стала актуальною проблема створення системи забезпечення споживачів високоточною частотно-часовою інформацією в єдиних одиницях часу і частоти та шкалах. Для її вирішення Кабінет Міністрів України постановою від 16 березня 1993 р. № 191 доручив Державній комісії єдиного часу та еталонних частот (далі — Комісія) створення Державної служби єдиного часу та еталонних частот України (ДСЧЧ). За ініціативою Комісії і участю науковців та фахівців багатьох міністерств і відомств була розроблена Державна програма «Створення і розвиток Державної служби єдиного часу і еталонних частот на 1995—1999 рр.» (далі — Програма), яка затверджена Постановою Кабінету Міністрів України від 16 червня 1995 р. № 434. Виконавцями Програми визначено організації 9-ти міністерств та відомств,

а державним замовником і органом управління Програмою призначено Держстандарт України (постанова Кабінету Міністрів України від 02.08.96 р. № 908).

Головним завданням Програми є створення єдиної ДСЧЧ України, яка задовольнить потреби усіх цивільних та військових споживачів з максимальним використанням існуючих в Україні науково-технічних комплексів, систем і засобів, а також результатів міжнародної співпраці, науково-технічних комплексів і систем інших країн, в першу чергу Росії і США, на основі норм міжнародного співробітництва.

Предметом досліджень та розробок в межах Програми є створення достатньої науково-технічної бази та оптимальної організаційної структури ДСЧЧ. Вона являтиме собою систему організацій міністерств і відомств, об'єднаних постійною науково-технічною, метрологічною та організаційною діяльністю, спрямованою на забезпечення єдності вимірювання часу і частоти в єдиних, установлених для усієї країни одиницях і шкалах, та забезпечення в Україні споживачів інформацією про точний час (Величко та ін., 1996).

Програма складається з п'яти науково-технічних проектів, кожен з яких містить декілька науково-дослідних та дослідно-конструкторських робіт (всього 59 НДДКР). Кінцева мета Програми — створення та планомірний розвиток ДСЧЧ.

Проектом «Шкала» передбачено створення сучасної системи формування національної шкали часу на базі первинного та вторинних еталонів часу і частоти, пов'язаних між собою високоточними засобами звірення (11 НДДКР).

Необхідна точність прив'язки або синхронізації шкал часу різноманітних складних технічних систем знаходитьться в межах від одиниць наносекунд (звірення еталонів часу і частоти, синхронізація шкал часу пунктів радіointerферометрів з наддовгими базами) до одиниць мілісекунд (системи часу технічної точності: транспортні, енергетичні та ін.). Вимоги щодо точності частотно-часової інформації наведені у табл. 1.

Високоточні вимірювання часу та частоти мають велике значення і для Збройних Сил України. Вимоги видів Збройних Сил до похибок вимірювання частоти складають від $1 \cdot 10^{-3}$ до $5 \cdot 10^{-13}$ відносних одиниць, а часу відповідно від 3.0 до 0.02 мкс. Наприклад, зменшення точності частоти сигналу калібруючого генератора на 1 % приводить до збільшення похибки знаходження повітряної цілі на 15 %. Неточність установки частоти радіостанцій на 0.1 % призводить до повного порушення літеродрукуючого зв'язку, а похибка в частотно-

Таблиця 1. Вимоги до точності частотно-часової інформації

Об'єкти	Вирішувані завдання	Вимоги до похибки часу, мкс	Вимоги до похибки частоти
Еталони часу та частоти, стандарти частоти, репери частоти	Зберігання та відтворення розмірів одиниць часу і частоти та шкал часу	0.001—0.01	10^{-13} — 10^{-14}
Радіоінтерферометри з наддовгими базами	Фундаментальні дослідження, визначення параметрів обертання Землі	0.01—0.05	10^{-13} — 10^{-14}
Геодезичні та топографічні комплекси, системи сейсморозвідки і сейсмографії, карто-графічні системи	Геодезична та картографічна прив'язка об'єктів, сейсмозондування, сейсмозйомка, картографування	0.01—10	10^{-11} — 10^{-14}
Випробувальні полігони, полігонні вимірювальні комплекси	Траекторні вимірювання, телеметрія	0.1—50	10^{-9} — 10^{-14}
Радіотехнічні комплекси керування космічними об'єктами, космічні навігаційні комплекси	Траекторні та орбітальні вимірювання, телеметрія, космічна навігація	0.01—50	10^{-11} — 10^{-13}
Радіотехнічні комплекси керування авіаційною технікою, авіаційні навігаційні комплекси	Навігація віддалі та поблизу аеродромів, відносна навігація, цілевказання	0.01—100	10^{-9} — 10^{-13}
Радіотехнічні комплекси керування корабельною технікою, корабельні навігаційні комплекси	Навігація віддалі та поблизу берегів і портів, дослідження морських ресурсів	0.5—1000	10^{-8} — 10^{-13}
Радіотехнічні комплекси керування наземним транспортом	Відносна навігація, дистанційне керування наземним транспортом, місцевизначення наземних об'єктів	0.02—1000	10^{-8} — 10^{-12}

часовій прив'язці зенітно-ракетного комплексу на 1 мкс знижує ймовірність влучення в рухому ціль на 30 %.

Технічну основу забезпечення єдності і точності частотно-часових вимірювань в Збройних Силах складають вихідні зразкові засоби вимірювань (групові міри), зразкові засоби 1-го розряду типу СВЧ-74, Ч1-78, а також 2-го і нижчих розрядів (кварцові стандарти часу і частоти та засоби на їх основі).

Найбільш точним є груповий зберігач часу, що розташований на території Автономної Республіки Крим і використовується на об'єктах комплексу управління космічними апаратами. До його складу входять водневі стандарти Ч1-75, Ч1-76, рубідієвий стандарт Ч1-78, апаратура забезпечення. Довгочасова радіостанція РНС-Е(В) Європейської ланки радіонавігаційної системи «Чайка» використовується як засіб передавання еталонних сигналів часу і частоти. Слід відзначити, що більшість засобів вимірювань часу та частоти, спеціальної апаратури експлуатуються понад 10—12 років та потребують заміни. Тому реалізація Державної програми «Створення і розвиток Державної служби єдиного часу і еталонних частот» має для Збройних Сил України велике значення.

Реалізація проекту «Шкала» дозволить розробити, створити і впровадити Державний та вторинні еталони часу і частоти, а також транспортувану міру часу і частоти, які відповідатимуть сучасним вимогам світового рівня приладобудування.

Виключно важливими є передбачені проектом

роботи із створення сучасних систем звірення еталонів, зокрема з використанням супутниковых навігаційних систем, розробка і дослідження нових перспективних методів і засобів вимірювання часу і частоти.

Проект «Синхронізація» спрямований на розроблення сучасних засобів передавання еталонних сигналів часу і частоти (ЕСЧЧ) та забезпечення їх функціонування (8 НДДКР).

В основу організації Державної служби часу і частоти в частині передавання ЕСЧЧ покладено такий підхід: створення національних систем передавання ЕСЧЧ на базі засобів телебачення, радіоканалів та інших ліній зв'язку і використання існуючих систем і засобів передавання ЕСЧЧ, що мають глобальну зону дії, але належать іншим державам (навігаційні супутникові системи ГЛОНАСС, NAVSTAR).

Проект «Метрологія» передбачає створення засобів вимірювання, які призначенні для приймання та контролю еталонних сигналів часу і частоти, а також для метрологічного забезпечення виробництва та експлуатації засобів їх вимірювання (19 НДДКР).

В результаті виконання проекту передбачається створити базову апаратуру забезпечення єдності вимірювання часу і частоти, зберігачі рубідієві, опорні кварцові генератори, приймачі-компаратори телевізійні, пересувну повірочну лабораторію для повірки мір часу і частоти, затримки телевізійних сигналів, прецизійну апаратуру синхронізації шкал за сигналами супутниковых навігаційних систем,

розробити нові методи стабілізації та вимірювання частоти і часу та ін. Проект передбачає створення сучасної елементної бази і нових технологій.

В проекті «Орієнтація» (7 НДДКР) враховано, що Україна з об'єктивних причин (відсутність необхідної технічної бази, економічне становище, географічне розташування та ін.) не може створити свою самодостатню службу визначення параметрів орієнтації Землі (ПОЗ), та шкали всесвітнього часу. Тому концептуально передбачена активна участь України в роботі міжнародних служб і отримування від них необхідної інформації щодо ПОЗ. Для цього необхідно створити в Україні сучасні науково-технічні комплекси спостережень штучних супутників Землі (ШСЗ) та інших об'єктів Всесвіту.

Проектом «Орієнтація» передбачено створення нових і модернізація існуючих станцій лазерної локації ШСЗ, радіоінтерферометричних комплексів з наддовгою базою, пунктів радіотехнічних спостережень ШСЗ глобальних навігаційних систем ГЛОНАСС і NAVSTAR.

Проектом «Функціонування» (14 НДДКР) заплановано формування організаційних структур ДСЧЧ та забезпечення безперервного їх функціонування, проведення постійної метрологічної роботи, пов'язаної із зберіганням і звіренням еталонів, управлінням передавання еталонних сигналів часу і частоти та їх метрологічним контролем, забезпечення споживачів високоточною частотно-часовою інформацією, створення умов для міжнародного співробітництва в галузі вимірювання часу і частоти.

З урахуванням потреб різних споживачів ДСЧЧ має вирішувати такі основні завдання:

- створення, удосконалення та експлуатація науково-технічних систем і засобів ДСЧЧ;
- визначення, відтворення та зберігання з метрологічною точністю одиниць часу і частоти та шкали часу;
- передавання різними каналами звязку еталонних сигналів часу і частоти та шкали часу;
- аналіз потреб країни в засобах формування, передавання еталонних сигналів часу і частоти та синхронізації об'єктів;
- проведення вимірювань і спостережень, збирання і опрацювання інформації, визначення та передавання каналами зв'язку і у вигляді бюлетенів даних про еталонні сигнали часу та частоти, параметри обертання Землі, всесвітній час і координати полюса;
- контроль і координація роботи міністерств, відомств і регіонів країни з дотримання та удосконалення порядку обчислення часу;

- організація міжнародного співробітництва у сфері удосконалення державного еталона часу і частоти, засобів їх звірення, визначення параметрів обертання Землі в інтересах координатно-часового забезпечення України, участь в роботі міжнародної організації КООМЕТ і взаємодія з іншими міжнародними організаціями.

У 1995 році за завданнями програми розпочато створення науково-технічної бази і організаційної структури державної системи забезпечення єдності вимірювання часу і частоти. Зокрема за проектом «Шкала», у грудні 1995 року затверджені у новому складі із новими метрологічними характеристиками еталони часу і частоти в ДНВО «Метрологія» (м. Харків), УкрЦСМС (м. Київ), ДНДІ «Система» (м. Ужгород) (табл. 2), модернізована радіометеорна апаратура «Метка-6М», яка забезпечує звірення еталонів із середньою квадратичною похибкою не більше 20 нс (рис. 1).

Таблиця 2. Похибки еталонів часу і частоти, розташованих в Харкові, Ужгороді та Києві

Місце знаходження	Організація	Похибки еталона	
		$S\S^0$	T, мкс
Харків	ДНВО «Метрологія»	$5 \cdot 10^{-14}$	0.5
Ужгород	ДНДІ «Система»	$2 \cdot 10^{-13}$	1.5
Київ	УкрЦСМС	$4 \cdot 10^{-13}$	3.0

У грудні 1996 року проведено державну атестацію еталона ДНВО «Метрологія» як Державного еталона України. Структурну схему Державного еталона одиниць часу і частоти наведено на рис. 3.

До складу еталона входять:
две автономні групи зберігачів
— група пасивних водневих стандартів частоти типу Ч1-76 (3 шт.);
— група активних водневих зберігачів типу Ч1-80 та модернізованих до рівня останніх за точністю зберігачів типу Ч1-70 (всього 6 шт.);
апаратура зберігання шкали часу і еталонних частот;

апаратура зовнішніх і внутрішніх звірень;

Загальний вигляд апаратури, що входить до складу еталона, представлений на рис. 2.

Розпочато регулярні звірення системи еталонів Київ—Харків—Ужгород з допомогою модернізованої радіометеорної системи звірень «Метка-6М».

Харківським технічним університетом радіоелектроніки розроблене нове покоління високоточної фазової радіометеорної апаратури звірення еталонів.

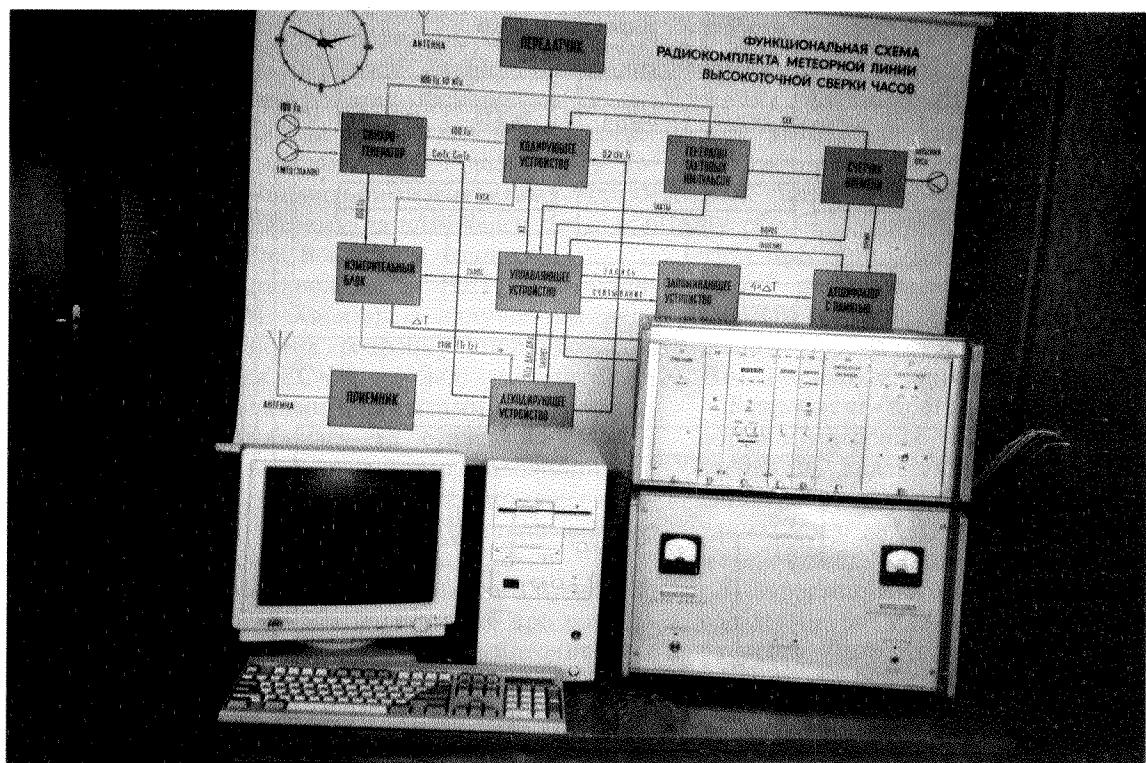


Рис. 1. Комплект апаратури звірення еталонів часу і частоти радіометеорним каналом (радіопередавач, приймально-реєструюча апаратура, ПЕОМ)

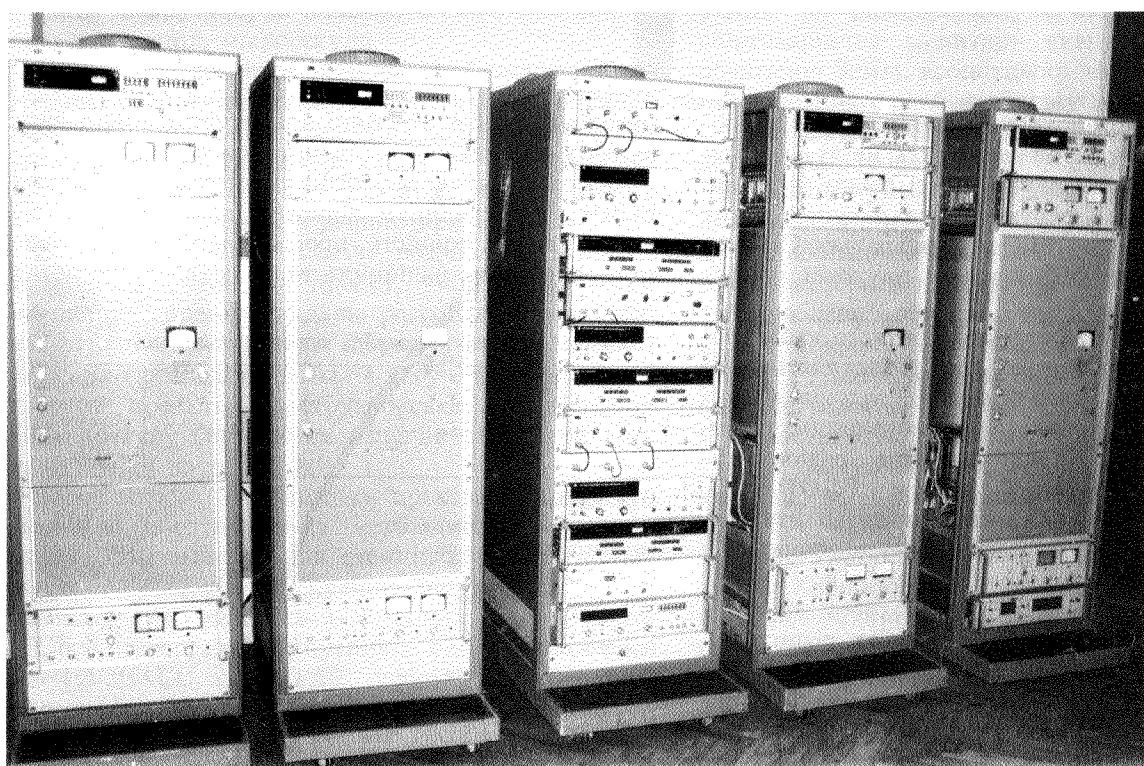


Рис. 2. Державний первинний еталон одиниці часу і частоти

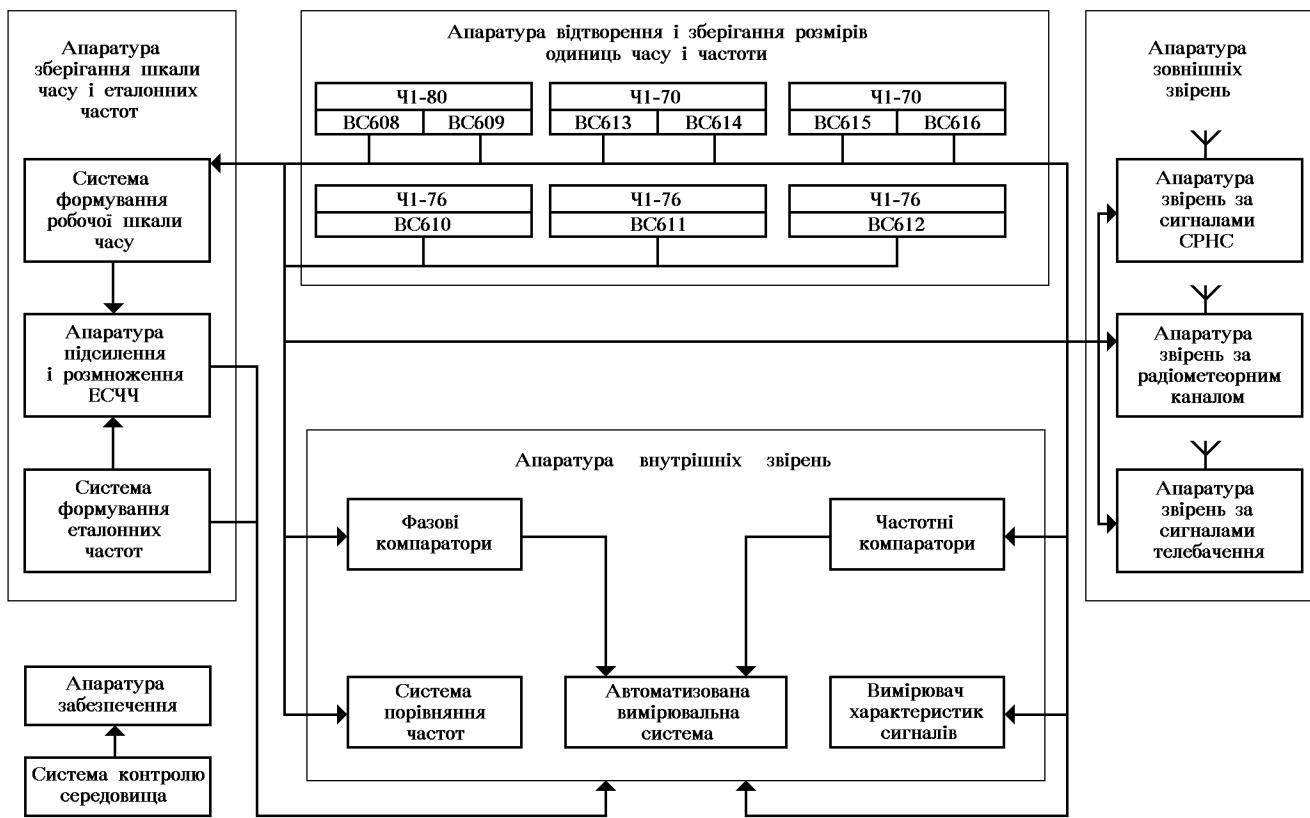


Рис. 3. Структурна схема державного первинного еталона одиниць часу і частоти

лонів «Метка-11» із похибкою менше 10 нс. Впровадження цієї апаратури дозволить не тільки підвищити ефективність діючої системи, але й сприятиме розширенню її структури за рахунок нових можливостей звірення еталонів в країнах СНД та Європи (Матеріали Міжнародної наукової конференції, 1996).

Впровадження в дію транспортованого квантового (водневого) годинника, що розробляється за проектом «Шкала» для звірення еталонів часу і частоти України, поряд із застосуванням радіометеорних систем звірення еталонів, радіонавігаційних супутниковых систем ГЛОНАСС, NAVSTAR та телевізійних каналів дозволить суттєво підвищити точність і надійність відтворення і зберігання національної шкали часу.

У табл. 3 наведені діапазони похибок звіряння шкал часу із застосуванням чотирьох різних методів.

За проектом «Синхронізація» розроблено принципи побудови системи передавання еталонних сигналів часу і частоти каналами українського телебачення та супутниковых навігаційних систем,

методів і засобів атестації апаратури єдиного часу пунктів передавання еталонних сигналів.

Аналіз ефективності різних методів передавання ЕСЧЧ з урахуванням відносної важливості таких показників як точність, простота вимірювань, вартість, гнучкість, надійність та ін. показав, що метод

Таблиця 3. Діапазони похибок звірення шкал часу

Метод звірення шкал часу	Діапазон похибок звірення	Типове значення середньо квадратичної похибки
Із застосуванням транспортованого квантового (водневого) годинника	2÷10 нс	4 нс
Із застосуванням радіометеорних каналів	10÷30 нс (для віддалених пунктів 50÷60 нс)	20 нс
Із застосуванням супутникової системи навігації ГЛОНАСС	20÷50 нс	30 нс
Із застосуванням телевізійних каналів	2÷15 мкс (для віддалених пунктів 40÷50 мкс)	10 мкс

передавання координованих ЕСЧЧ телевізійними лініями зв'язку має певні переваги, коли мова йде про охоплення всієї території країни. Відповідна доробка телевізійних центрів (оснащення їх необхідною апаратурою) та проведення робіт з калібрування ліній передавання ЕСЧЧ дозволяє у короткий термін і з мінімальними витратами відтворити національну систему єдиного часу технічної (а в окремих регіонах й високої) точності.

За проектом «Синхронізація» НДІ радіотехнічних вимірювань (м. Харків) із зачлененням ряду співвиконавців здійснив розробку апаратури, що дозволяє передавати ЕСЧЧ у складі сигналів телеканалу УТ-1. Основними елементами цієї апаратури є зберігач шкал часу та еталонних частот, пристрій синхронізації студійного обладнання, а також пристрій формування ЕСЧЧ, що передаються у складі шостого рядка повного телевізійного сигналу.

За допомогою спеціального декодера ТВ сигналу споживач зможе отримати інформацію про розходження шкал $\Delta UT = UT_1 - UTC$, про поточне значення часу доби у годинах, хвилинах і секундах, про календарну та юліанську дати. Крім того, споживач зможе виділити еталонні сигнали частоти, відносна похибка відтворення яких не перевищує 1410-11, а також при попередньому калібруванні затримки сигналу на трасі розповсюдження звірити шкалу часу зі шкалою UTC(UA) з похибкою до одиниць мікросекунд.

Подальший розвиток національної системи передавання еталонних сигналів часу і частоти повинен відбуватися на основі створення апаратури передавання ЕСЧЧ швидкісними каналами цифрових ліній зв'язку, а також використання перспективних вітчизняних супутників різного призначення.

За проектом «Метрологія» розроблено загальне технічне завдання на проект, вибрані напрямки виконання окремих завдань, розроблені структурні та функціональні схеми апаратури приймання, звірення і розподілу сигналів часу і частоти, підготовлена проектно-конструкторська документація на апаратуру системи споживачів еталонних сигналів часу і частоти.

За проектом «Орієнтація» проведено аналіз та виконано обґрутування необхідності створення мережі фундаментальних станцій координатно-часового забезпечення України, що складається з підсистем мережі станцій лазерних спостережень ШСЗ, спостережень супутників навігаційних систем ГЛОНАСС, NAVSTAR, радіоінтерферометричних спостережень позагалактичних джерел радіовипромінювання.

Протягом 1996 року проведено модернізацію спо-

стережувального комплексу лазерної локації ШСЗ Головної астрономічної обсерваторії НАН України (м. Київ) і здійснені експериментальні спостереження супутників. Успішно проводились спостереження ШСЗ на лазерній станції Кримської астрофізичної обсерваторії (КРАО) в Сімеїзі. Результати спостережень передані до міжнародного центру обробки даних (Мюнхен, Німеччина) та Інституту простору і часу (Москва, Росія). Велися регулярні радіоінтерферометричні спостереження (РНДБ) на радіотелескопі РТ-22 (КРАО) в міжнародній мережі станцій (разом з США, Росією, Німеччиною та іншими країнами).

Розроблені програмно-математичні комплекси обробки лазерних спостережень ШСЗ, РНДБ-спостережень квазарів і на їх основі визначено реалізацію земної системи відліку і параметри обертання Землі за даними спостережень міжнародних мереж станцій. Встановлена нова система реєстрації інформації К-4 для РНДБ-спостережень на радіотелескопі РТ-22 (разом з Японією) дозволила провести високоточну серію спостережень на базі Сімеїз — Мідзусава. Створено Український центр визначення параметрів обертання Землі, поповнюючись база даних з міжнародних джерел, щомісячно видаються і розповсюджуються бюллетені з інформацією про ПОЗ і всесвітній час. Виконані за проектом «Орієнтація» роботи дозволили Україні увйти на рівноправній основі до міжнародного співтовариства з питань визначення параметрів обертання Землі, всесвітнього часу і отримувати від міжнародних служб необхідну інформацію.

За проектом «Функціонування» на основі проведенного аналізу щодо цілей, завдань і методів роботи Державної служби єдиного часу і еталонних частот визначено її структуру, матеріально-технічну базу, функціональні зв'язки між окремими структурними підрозділами та зовнішні зв'язки служби.

Розроблено пропозиції щодо окремих підрозділів ДСЧЧ, зокрема Українського метрологічного центру ДСЧЧ (Державне науково-виробничє об'єднання «Метрологія»), Метрологічних центрів ДСЧЧ (Український науково-виробничий центр стандартизації, метрології і сертифікації Держстандарту України, м. Київ; Державний науково-дослідний інститут «Система» Держстандарту України, м. Львів-Ужгород та Науково-метрологічного центру, м. Харків). Визначено типову структуру матеріально-технічної бази цих підрозділів, нормативну базу, а також регламент їх спільної роботи. В межах проекту науково-метрологічний центр (військових еталонів) розробив концепцію, проекти документів та технічні пропозиції щодо створення Центра і пунктів метрологічного контролю Міні-



Рис. 4. Організаційна структура Державної служби єдиного часу і еталонних частот

стерства оборони. Отже, організаційно ДСЧЧ має реалізуватись у такому складі (рис. 4):

- Державна комісія єдиного часу і еталонних частот з її робочим апаратом;
- Держстандарт України;
- Український метрологічний центр (УМЦ);
- Український центр визначення параметрів обертання Землі (УЦПОЗ);
- центри метрологічного контролю (ЦМК);
- пункти передавання еталонних сигналів часу і частоти (ППЧЧ);
- пункти метрологічного контролю (ПМК);
- пункти спостережень системи визначення параметрів обертання Землі (ПСПОЗ).

Враховуючи вищезазначені завдання, планується наступний склад технічних систем ДСЧЧ:

- відтворення і зберігання одиниць часу і частоти та шкал часу;
- передавання еталонних сигналів часу і частоти;
- метрологічного контролю та керування;
- визначення параметрів обертання Землі;
- засобів споживачів часу і частоти.

На рис. 5 вказано розташування основних структурних підрозділів і науково-технічних комплексів ДСЧЧ.

В Києві розміщаються Державна комісія єдиного часу і еталонних частот, Держстандарт України, Український центр визначення параметрів обертання Землі (ГАО НАН України), Північний метрологічний центр (УкрЦСМС), у Харкові — Український метрологічний центр (ДНВО «Метрологія»), Центр метрологічного контролю МО України, в Ужгороді — Західний метрологічний центр, в Євпаторії — Пункт метрологічного контролю на базі центру контролю та керування космічними апаратами.

Система еталонів часу і частоти Харків — Київ — Ужгород — Євпаторія разом з комплексами апаратури передавання, контролю та управління забезпечуватиме споживачів високоточною частотно-часовою інформацією на всій території України.

Результати виконання Програми матимуть широкий діапазон використання, а основними галузями, де будуть використовуватись результати, є:

- космонавтика — для керування космічними об'єктами та визначення їх координат;
- радіонавігація та радіолокація — для синхронізації шкал часу та стабілізації частот передавальних станцій, підвищення точності визначення координат різноманітних об'єктів;

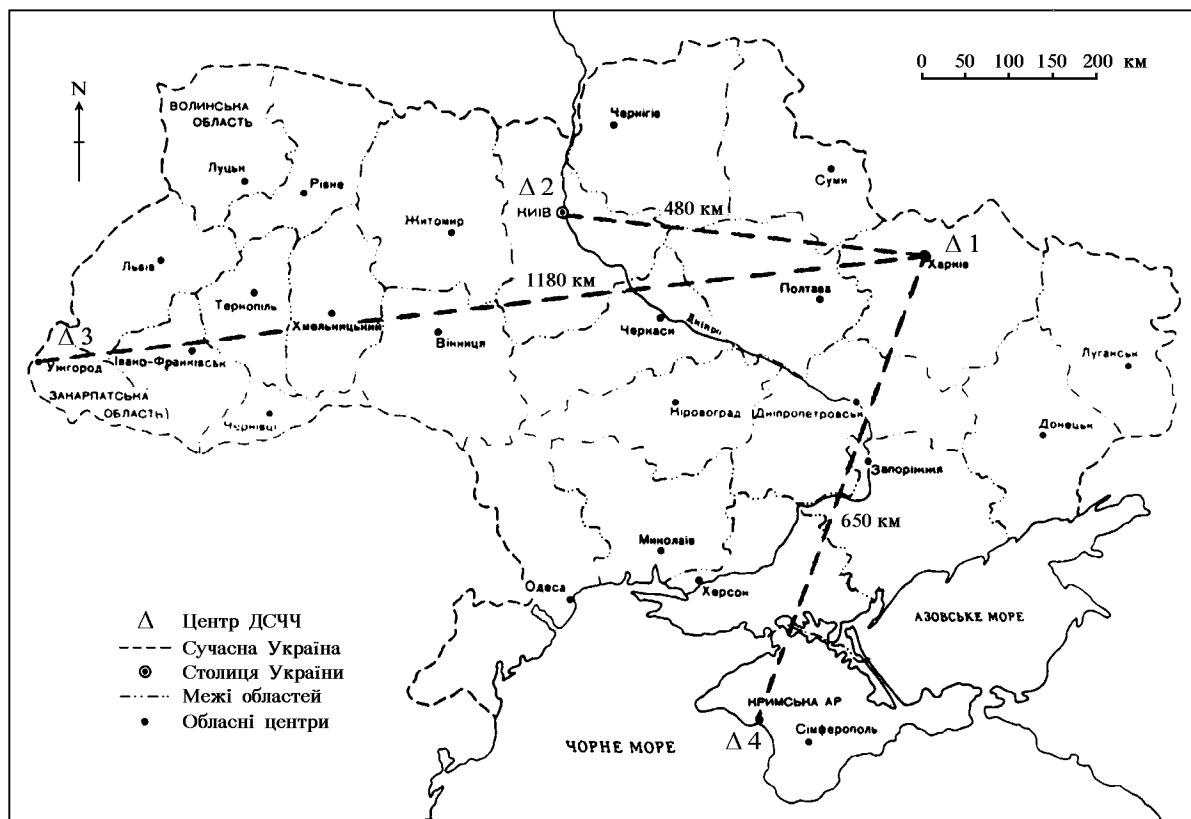


Рис. 5. Розміщення центрів ДСЧЧ на території України

- системи зв'язку — для синхронізації, підвищення швидкості та якості передавання різноманітної інформації;
- оборона — для синхронізації шкал часу різноманітних складних технічних систем, підвищення боєздатності Збройних Сил України;
- фундаментальні науки — для метрологічного забезпечення унікальних досліджень;
- метрологія — для звіряння і повірки зразкових та робочих засобів вимірювальної техніки;
- радіомовлення та телебачення — для централізованої синхронізації, підвищення технічної якості передач;
- охорона природи — для контролю становища навколишнього середовища, прогнозування землетрусів і техногенних катастроф та ін.

В сучасних умовах подальший розвиток в Україні науково-технічного прогресу та економіки неможливий без широкого впровадження високоточних засобів вимірювання часу і частоти.

Величко О. М., Миронов М. Т., Сидоренко Г. С. та ін. Державна програма створення та розвитку державної служби єдиного часу і еталонних частот // Укр. метрологічний журн.—1996.—Вип. 4.—С. 13—16.

Метеорні частки в атмосфері Землі: Матеріали Міжнар. наук. конф. // Інформ. бюл. (Укр. астрон. асоціація).—1996.—№ 9.—С. 1—72.

THE STATE SERVICE OF THE UNIFIED TIME AND STANDARD FREQUENCIES — THE NECESSARY ELEMENT OF DEVELOPMENT OF GROUND-BASED SPACE INFRASTRUCTURE OF UKRAINE

O. M. Velychko, B. I. Makarenko,
V. Yu. Kaminskii, B. L. Kashcheyev, Yu. I. Safronov,
H. S. Sydorenko, and Ya. S. Yatskiv

The necessity of a creation of the system for providing users in Ukraine with the high precision time and frequencies information in the unified units and scales is based. The main directions of researches and developments in frame of the State program of Ukraine «The creation and development of the State service of the unified time and standard frequencies over 1995—1999 years» are discussed. The state of works is analyzed and the results of the main scientific and technical programs tasks are given.

УДК 551.501: 535.818

Лазерное зондирование Земли из космоса. I. Российский лидар космического базирования **БАЛКАН**

**В. Е. Зуев¹, Ю. С. Балин¹, А. А. Тихомиров²,
И. В. Знаменский³, В. Е. Мельников⁴**

¹Інститут оптики атмосфери СВ РАН, Томськ, Росія

²Конструкторсько-технологічний інститут «Оптика» СВ РАН, Томськ, Росія

³Російський НДІ космічного приладобудування, РКА, Москва, Росія

⁴Російська космічна корпорація «Енергія», РКА, Корольов, Московська область, Росія

Надійшла до редакції 24.02.97

Приведено опис першого російського космічного одночастотного аерозольного лідара БАЛКАН, призначеного для дослідження хмарних утворень і підстилаючої поверхні Землі з борту орбітальної станції «Мир». Подається порівняння його характеристик з американським лідаром LITE та російсько-французьким лідаром ALISSA.

ВВЕДЕНИЕ

Наблюдение за атмосферой Земли с помощью приборов, установленных на спутниках, позволяет оперативно в глобальном масштабе исследовать ее состояние для формирования прогнозов погоды (Кондратьев, Тимофеев, 1978; Герман, 1985). При этом основными видами получаемой информации являются фотометрические и радиометрические изображения, поскольку первоначально развитие техники космического дистанционного зондирования было сфокусировано на пассивных системах видимого, ИК- и СВЧ-диапазонов (Кренкелл, 1984; Лазарев и др., 1987).

Дистанционное зондирование на основе лазерных локаторов (лидаров) обеспечивает новые уникальные возможности, недоступные пассивным и активным радиолокационным системам, в получении более полных и детальных сведений о различных

характеристиках атмосферы (Захаров, 1988; Зуев В. Е., Зуев В. В., 1992; Curran, 1989). Наиболее очевидное преимущество — рекордное увеличение пространственного разрешения благодаря малым длительностям лазерных импульсов.

Первый проект космической лидарной станции был представлен специалистами NASA в серии докладов (Abstracts. Conf., 1979). Затем опубликованы более детальные проекты (Russel et al, 1982; Curran, 1989). С 1994 г. в рамках Европейского симпозиума «Satellite and Remote Sensing» ежегодно проходит конференция «Lidar Techniques for Remote Sensing» (Proc. SPIE 2310, 2581). Первый лидар NASA выведен на орбиту в сентябре 1994 г. для выполнения экспериментов по программе LITE (McCormick et al, 1993). Эксперимент в основном преследовал технологические цели, связанные с проверкой параметров лидара, отработкой программ взаимодействия с подспутниковых средст-

вами наблюдений и обработки получаемой информации (Winker, McCormick, 1995).

В апреле 1996 г. в составе модуля «Природа» выведен на орбиту российско-французский лидар ALISSA (Захаров, 1988; Chazette et al, 1990). Планируется запустить в составе международной космической станции «Альфа» германский доплеровский лидар ALADIN для зондирования ветровых полей (Werner et al, 1995).

В данной статье приводится история создания, описание принципов действия и технические характеристики первого российского космического лидара БАЛКАН (Balin et al, 1990, 1994, 1995; Балин и др., 1995, 1996), разработанного и изготовленного в Конструкторско-технологическом институте (КТИ) «Оптика» Сибирского отделения РАН (до 1992 г. — Специальное конструкторское бюро научного приборостроения «Оптика» СО РАН) совместно с Институтом оптики атмосферы (ИОА) СО РАН и РНИИ космического приборостроения (РНИИ КП) по техническому заданию РКК «Энергия».

НАЗНАЧЕНИЕ

Лидар БАЛКАН, установленный на пилотируемой станции «Мир», предназначен для проведения следующих космических экспериментов: определение потенциальных возможностей лазерного зондирования плотных аэрозольных образований с борта станции и уточнение характеристик лидара в процессе его работы; измерение высоты верхней границы и оптико-физических параметров облачных образований; определение возможности селекции различных видов облачности на фоне подстилающей поверхности (ПП); определение коэффициента обратного отражения ПП (различные участки суши и океана) при разных углах зондирования; обнаружение и измерение параметров аэрозольных выбросов в атмосферу при экологических катастрофах; зондирование верхнего слоя океана; уточнение параметров орбиты станции методом лазерной локации.

Полученные результаты найдут применение в климатологии, экологическом региональном и глобальном мониторинге атмосферы, метеообеспечении авиации дальнего действия, космической навигации, а проводимые эксперименты обеспечат необходимый материал для методологической подготовки последующих проектов по новым космическим лидарам и экспериментам по лазерному дистанционному зондированию (Matvienko et al, 1994; Зуев и др., 1995).

КРАТКАЯ ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ ЛИДАРА БАЛКАН

Первые работы по проекту космического лидара были начаты в ИОА в 1975 г. При участии КТИ «Оптика» по заданию РКК «Энергия» были разработаны технические предложения по возможным вариантам создания приемопередающего устройства космического лидара и систем регистрации лидарных сигналов. Однако недостаточный уровень развития отечественной техники в области надежных малогабаритных лазеров и быстродействующих аналого-цифровых преобразователей не позволил в то время реализовать проект.

Повторно работы возобновились в конце 1984 г., когда планировалась установка новой научной аппаратуры на модули орбитальной станции «Мир» и корабль многоразового использования «Буран». Разработка технической документации и изготовление лидара проводились в КТИ «Оптика» в течение 1986—1989 гг. с отработкой всех необходимых стадий выполнения космических ОКР. При этом максимально использовался как собственный опыт, накопленный при создании наземных и самолетных лидаров (Кабанов, Тихомиров, 1997), так и опыт космических фирм СССР.

Для ускорения сроков и повышения надежности применен ряд блоков уже действующих космических геодезических лазерных дальномеров. Было принято решение установить лидар на третий модуль станции «Мир», который в последствии стал именоваться «Спектр». Лидар получил название БАЛКАН (бортовой аэрозольный лидар, космический, Академии наук).

Для отработки схемных и конструкторских решений было изготовлено несколько вариантов макетов и опытных образцов лидара, включая габаритно-массовый макет и технологический образец, и проведено требуемое количество различных видов испытаний. Изготовлен и передан в Центр подготовки космонавтов тренажерный макет лидара. В конце 1989 г. на завод, где происходила сборка орбитального модуля, переданы штатный и запасной образцы лидара, а также два комплекта контрольно-проверочной аппаратуры. Приемопередатчик лидара был изготовлен в РНИИ КП. В 1990 г. после завершения всех наземных испытаний лидар установлен на модуле. Впервые о созданном лидаре БАЛКАН сообщалось в докладе Balin et al. (1990).

В 1992 г. модуль был законсервирован, и только в 1994 г. в соответствии с российско-американским соглашением «Черномырдин—Гор» возобновились работы по подготовке к запуску двух остававшихся на Земле модулей «Спектр» и «Природа». Было решено продолжить работы по лазерному зондиро-

ванию Земли из космоса. В связи с этим дополнительно проведен соответствующий цикл испытаний лидара для продления сроков его гарантии. В мае 1995 г. лидар выведен на орбиту. Первая серия сеансов экспериментов выполнена в августе–сентябре 1995 г. космическими экспедициями ЭО-19 и ЭО-20, вторая — в феврале–апреле 1996 г. экспедициями ЭО-20 и ЭО-21.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ И СОСТАВ ЛИДАРА

Действие лидара, как и любого лазерного локатора, основано на посылке в атмосферу Земли коротких лазерных импульсов и приеме рассеянных обратно сигналов. Лазерные импульсы, доходя до плотных облачных образований или ПП Земли, рассеивают часть своей энергии в обратном направлении. Это рассеянное излучение собирается на приемной системе лидара и поступает на фотодетектор, где преобразуется в электрические сигналы. Форма импульса принятого сигнала несет информацию о свойствах рассеивающего объекта (Захаров, 1988; Зуев В. Е., Зуев В. В., 1992).

Существенным отличием космического лидара от обычного (наземного или самолетного) является диапазон его действия по дальности и уровень принимаемых сигналов. Из-за большого удаления зондируемых объектов ($250\div400$ км) принимаемый эхосигнал от облаков или ПП Земли поступает с задержкой в $1.7\div2.7$ мс и ослаблен более чем в 10^4 раз, ослабленным по сравнению с сигналом, по-

лучаемым в самолетном или наземном лидаре с такими же параметрами. В связи с этим в значительной степени возрастают требования к энергетическому потенциалу лидара — энергии излучающего лазерного импульса, диаметру приемной антенны и чувствительности фоторегистрирующего тракта. Это требует увеличения массо-габаритных характеристик лидара и потребляемой им мощности, которые ограничиваются возможностями со стороны борта станции. Поиск компромиссных вариантов и являлся одной из основных задач при проектировании космического лидара.

Поскольку основной целью разрабатываемого лидара являлось зондирование плотных облачных полей и ПП Земли, принято целесообразным использовать фотодетектор, работающий в аналоговом режиме. Это также связано с малой частотой посылок зондирующих импульсов, которые обеспечивал бортовой образец космического лазера. Габариты оптических антенн приемопередающего устройства лидара ограничивались диаметром иллюминатора модуля (420 мм).

Одно из важных решений касалось системы обработки данных на борту станции. В современных наземных лидарах информация обрабатывается непосредственно в ходе проведения эксперимента с помощью входящей в состав лидара ЭВМ (Балин, Разенков, 1993). Не обладая во время проектирования знаниями о характеристиках реальных сигналов, мы приняли решение, что впоследствии оказалось правильным, решение не осуществлять обработку лидарных сигналов в бортовой ЭВМ. После

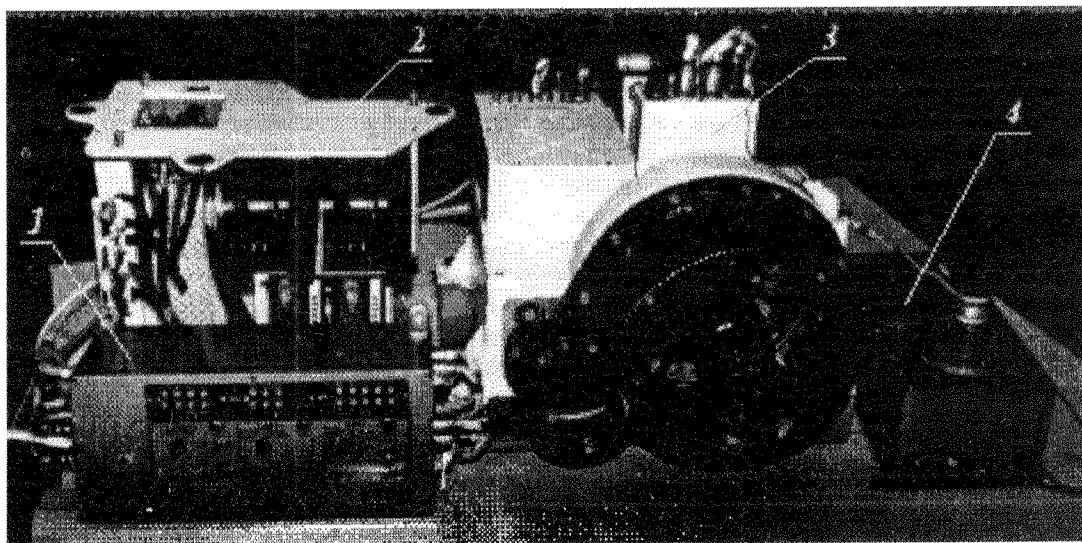


Рис. 1. Общий вид лидара БАЛКАН: 1 — пульт управления; 2 — блок регистрации точной дальности; 3 — приемопередатчик; 4 — блок регистрации лидарных сигналов

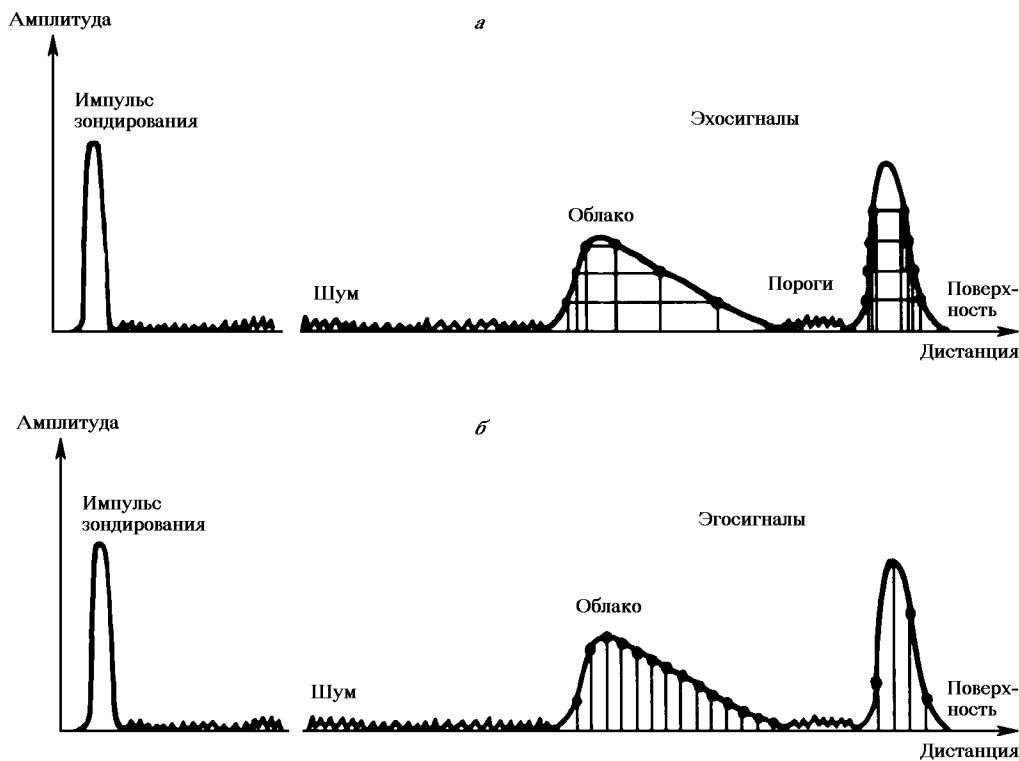


Рис. 2. Методология регистрации эхосигналов от различных объектов с использованием дальномерного (а) и лидарного (б) каналов

фотодетектирования и аналого-цифрового преобразования цифровые массивы информации о принятом сигнале передаются через радиотелеметрическую систему на Землю в «сыром» виде для анализа и обработки. Это позволило в значительной степени упростить систему регистрации лидара, избежать возможных ошибок и накопить опыт для последующих разработок.

Исходя из этих предпосылок, а также ряда других требований, была выбрана схема построения лидара, конструктивно состоящая из четырех функционально законченных устройств: приемопередатчика, блока регистрации точной дальности, блока регистрации лидарных сигналов и пульта управления лидаром. Общий вид составных частей лидара показан на рис. 1.

Рис. 2 иллюстрирует основу методологии измерений эхосигналов, отраженных от облаков и ПП с использованием двух блоков (каналов) регистрации: дальномерного и лидарного, которые работают одновременно. Работа дальномерного канала основана на использовании пороговых устройств, которые срабатывают, когда сигнал превышает минимальную пороговую величину оптического сигнала,

а затем при его последовательном увеличении, кратном примерно двум. При этом определяется время (дальность) в момент превышения порога на переднем и заднем фронтах эхосигнала. Работа лидарного канала основана на использовании аналого-цифрового преобразователя (АЦП), регистрирующего значения амплитуды эхосигнала с дискретностью 20 нс. Точки на сигналах (рис. 2) показывают местоположения измерения амплитуд и временных интервалов при использовании двух каналов регистрации.

Детальное описание составных частей лидара и принципов их работы приведено в работах Balin et al. (1994), Балина и др. (1995). Краткие технические характеристики лидара представлены в табл. 1.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ ЛИДАРА И ПРИНЦИПОВ ИХ РАБОТЫ

Приемопередатчик лидара выполнен в виде единой отливки, что обеспечивает поддержание параллельности оптических осей приемной и передающей

Таблица 1. Технические характеристики лидара БАЛКАН

Оптический передатчик	
Длина волны излучения лазера, нм	532
Энергия излучения в импульсе, Дж	0.15
Длительность импульса излучения, нс	12
Режим излучения импульсов	одиночный или периодический
Диаметр оптической передающей антенны, мм	120
Гарантированный ресурс передатчика, импульсы излучения	36×10^3
Оптический приемник	
Приемный телескоп	система Манжена
Световой диаметр приемной оптической антенны, мм	275
Ширина полосы интерференционного светофильтра, нм	3
Уровень пороговой мощности, Вт	2×10^{-8}
Фотоприемник	ФЭУ-84
Система регистрации сигналов	
Ширина полосы электронного усилителя, МГц	40
Погрешность дальномерного канала, м	1.5
Число порогов в дальномерном канале	4
Разрядность АЦП лидарного канала	6
Временное разрешение АЦП, нс	20
Емкость информационного слова, байт	31
Емкость БЗУ лидарного канала, слов	256
Лидар	
Электропитание от сети постоянного напряжения, В	27
Потребляемая электрическая мощность, не более, Вт	200
Масса, кг	120
Число телеметрических сигналов, контролирующих работу	19
Максимальная длина контролируемого участка поверхности, км	3400

антенн с погрешностью не хуже $10''$. Взаимное крепление оптических антенн и лазера осуществляется по посадочным местам, что дает необходимую жесткость системе. Оптическая схема лидара приведена на рис. 3. Передающая антенна состоит из трехлинзового объектива и двухлинзового окуляра, что обеспечивает существенное уменьшение расходности лазерного излучения на ее выходе. В качестве приемной антенны используется зеркально-линзовый телескоп по схеме Манжена, при этом отражающие покрытия нанесены на внешние поверхности зеркал. Использование преломляющих свойств подложек зеркал позволяет в существенной степени сократить осевой габарит телескопа. Полевая диафрагма создает минимальный угол поля зрения в 0.44 мрад. Часть лазерного излучения, рассеянного передней поверхностью окуляра, через световод подается в приемную систему, где преоб-

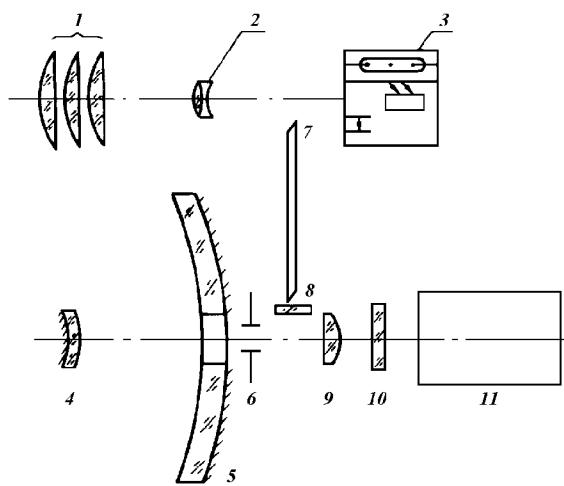


Рис. 3. Оптическая схема лидара БАЛКАН: 1 и 2 — линзы передающей антенны; 3 — лазер, 4 и 5 — зеркала приемной антенны; 6 — полевая диафрагма; 7 — световод; 8 — режекторный светофильтр; 9 — линза Фабри; 10 — интерференционный светофильтр; 11 — фотодетектор

разуется в электрический сигнал и используется в дальнейшем как стартовый импульс при обработке эхосигналов в лидарном и дальномерном каналах. Для отсекания основной гармоники лазерного излучения используется режекторный светофильтр из стекла СЗС-23.

В качестве излучателя используется лазер на ИАГ: Nd с удвоителем частоты. Для повышения надежности и увеличения ресурса работы применено два передающих канала — основной и резервный. Переключение излучателя лазера с основного на резервный производится либо по команде с пульта управления лидаром, либо автоматически при отсутствии двух излучений подряд, которые фиксируются с помощью датчика наличия генерации. Оба канала излучателя идентичны, и каждый включает в себя задающий генератор, два однопроходных усилителя, удвоитель частоты. Плотная упаковка лазерного блока и отсутствие жидкостного охлаждения ограничивают период посылок зондирующих импульсов величиной 5.53 с. При этом максимальное число циклов излучения в сеансе не превышает 80, затем необходим 23-мин перерыв, при 20 циклов в сеансе перерыв не превышает 12 мин.

В фотоприемном блоке (рис. 4) с целью повышения надежности используются два фотоэлектронных умножителя (ФЭУ), на торцах которых для увеличения эффективности регистрации оптиче-

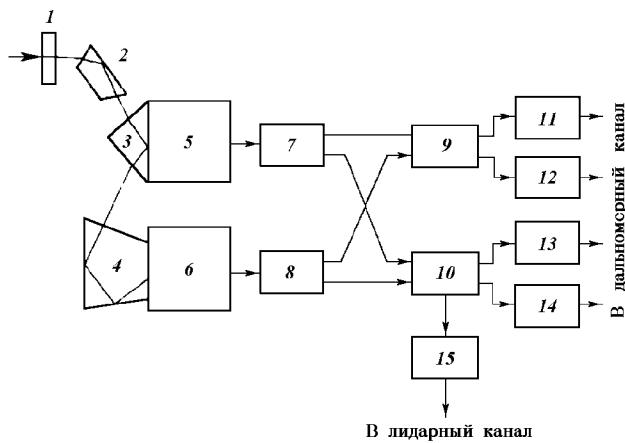


Рис. 4. Блок-схема фотоприемного блока: 1 — интерференционный сфетофильтр; 2 — поворотная призма; 3 и 4 — призмы полного внутреннего отражения; 5 и 6 — ФЭУ; 7 и 8 — усилители; 9 и 10 — сумматоры; 11—14 — пороговые устройства; 15 — эмиттерный повторитель

ского излучения установлены призмы полного внутреннего отражения. После фотоэлектрического преобразования эхосигналы усиливаются и поступают на электронные сумматоры, причем для повышения надежности сигналы на каждый сумматор поступают с обоих фотоумножителей. На выходе каждого сумматора установлено по два пороговых устройства с разными уровнями порогов. При этом отношения пороговых напряжений таковы, что $U_{n2}/U_{n1} = U_{n4}/U_{n3} = 2.4...3.0$; $U_{n3}/U_{n1} = 1.5...2.0$; $U_{n1} = 140$ мВ, где U_{ni} — пороговое напряжение соответствующего порогового устройства. Срабатывание порогового устройства происходит как на переднем, так и на заднем фронтах эхосигнала, что позволяет измерять не только время его задержки, но и длительность на заданном уровне U_{ni} (см. рис. 2, а). Предусмотрены «дневной» и «ночной» режимы работы фотоприемного блока. При работе лидара на теневой стороне Земли возможно увеличение напряжения питания фотоумножителя, при этом коэффициент умножения ФЭУ увеличивается по сравнению с «дневным» значением на 15 дБ. В конечном итоге это позволяет расширить входной динамический диапазон приемной системы лидара при зондировании различных объектов, в том числе при изменении фоновой составляющей сигнала.

В блоке регистрации лидарного сигнала производится измерение амплитуд эхосигнала в фиксированные моменты времени, отсчитываемые с момента посылки импульса излучения. После прихода из фотоприемного блока стартового импульса АЦП закрыт до момента t_n , который определяет нижнюю

границу его временных ворот. При появлении эхосигнала в пределах временных ворот от t_n до t_k производится его оцифровка. 28 амплитудных выборок сигнала заносятся в оперативное запоминающее устройство (ОЗУ), одновременно с этим записываются паспортные данные проведенного измерения. Для этого на ОЗУ поступает информация о номере цикла измерения из пульта управления и 22 бита информации из системы единого времени станции (сутки, часы, минуты, секунды). Кроме того, в паспорт измерения входит информация о дальности до зондируемого объекта, измеренная с погрешностью 12 м (2 байта). Вся эта совокупность данных формируется в ОЗУ в одно информационное слово длиной 31 байт. Если длительность лидарного сигнала превышает 560 нс, выборки амплитуд его остальной части записываются в следующем информационном слове с теми же паспортными данными. После записи восьми информационных слов содержание ОЗУ автоматически переписывается в буферное запоминающее устройство (БЗУ). Максимальный объем памяти БЗУ — 256 слов. Накопленные в БЗУ цифровые массивы телеметрической информации (ТМИ) передаются затем в бортовую информационную телеметрическую систему орбитальной станции для последующей передачи по каналам радиотелеметрической системы (РТС) на Землю. Обмен информацией происходит по специальному протоколу. С целью повышения надежности регистрации лидарных сигналов применено резервирование — второй блок находится в холодном резерве и заменяет основной при выходе его из строя.

Дальномерный канал обеспечивает определение дальности до зондируемого объекта за счет высокоточного измерения временного интервала между передними фронтами старт- и стоп-импульсов в преобразователе времени — код (ПВК). Данные об измеренном временном интервале для каждого порога формируются в ПВК в виде 21 разрядного параллельного двоичного кода. Средняя квадратичная ошибка измерения дальности составляет 0.75 м. Информация о длительности эхосигнала на каждом пороговом уровне U_{ni} формируется в виде 7-разрядного двоичного кода. Для повышения надежности в блоке применено горячее резервирование — используются два ПВК, информация с которых записывается на два проволочных магнитофона, входящих в состав блока. Регистрируемая на них информация, кроме измеренных временных интервалов, включает паспортные данные — номер цикла измерения. В идеальном случае, когда величина эхосигнала превышает величину максимального порога U_{n4} , формируется совокупность четы-

рех пар значений амплитуда—дальность, из анализа которых можно делать оценки оптических параметров облака (Балин и др., 1995). Дополнительно информация о дальности (19 бит), измеренной по первому пороговому уровню с погрешностью 1.5 м, после каждого цикла измерений в виде сигналов телеметрического контроля поступает в РТС станции. Когда эхосигнал по амплитуде не достигает уровня первого порога, по всем 19 разрядам выдаются единицы. Если случайная импульсная помеха по амплитуде превышает $U_{\text{пл}}$ и по моменту времени появления попадает во временные ворота ПВК, она регистрируется как сигнал, поступивший с соответствующего расстояния.

Пульт управления предназначен для ручного или полуавтоматического управления работой лидара, а также для проведения контроля функционирования всех его составных частей, в том числе автоматического учета последовательности номеров циклов измерений. Через пульт осуществляется подача питающего напряжения на блоки лидара. Для сглаживания помех, поступающих по бортовой цепи питания, используется сетевой фильтр. Он также позволяет сгладить импульсные просадки напряжения, создаваемые лазером при зарядке накопительных емкостей. Информация о включении и работоспособности составных частей и субблоков лидара формируется в пульте управления в виде сигналов телеметрического контроля (параллельно индицируется на его информационном табло) и поступает в РТС станции. Это позволяет осуществлять контроль за работой лидара, а также за правильностью действий оператора-космонавта. Число контролируемых параметров лидара сигналами телеметрического контроля оптимизировано. Пульт позволяет осуществлять зондирование как одиночными импульсами, так и серией (20, 60 или 80 импульсов). После окончания сеанса зондирования с пульта проводится выключение блоков лидара. Снятие напряжения питания с блока регистрации лидарных сигналов заблокировано до момента окончания переписи массивов телеметрической информации из БЗУ этого блока в РТС станции.

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ЛИДАРА И КОНТРОЛЬНО-ПОВЕРЧНАЯ АППАРАТУРА

Испытания лидара в процессе разработки и изготовления проводились в несколько этапов в соответствии с программой наземной экспериментальной отработки, которая определяла количество изготавливаемых макетов и образцов отдельных блоков лидара и виды их испытаний. Одновременно

разрабатывалась контрольно-проверочная аппаратура (КПА) и уточнялись технические требования на нее.

Разработанный и изготовленный комплект КПА предназначен для проведения проверок контролируемых технических параметров лидара и его составных частей. Эта аппаратура обеспечивает проверку работоспособности научных космических приборов во время проведения большого цикла наземных испытаний, имитирующих воздействие внешней среды в условиях хранения, подготовки к запуску, в процессе запуска, а также во время космического полета. Кроме того, она имитирует оптические сигналы, получаемые во время космического эксперимента, а также процессы взаимодействия лидара с разными системами станции.

КПА состоит из отдельных стендов и пультов, которые позволяют выполнять как автономные проверки отдельных составных частей лидара, так и проверки лидара в целом или при его неполной конфигурации. Созданный комплект КПА (Balin et al., 1995; Балин и др., 1996) включает:

- стенд для проверки оптических параметров приемопередатчика, позволяющий проверять параллельность оптических осей приемника и передатчика, угол поля зрения приемного объектива и угол расходимости излучения передатчика с погрешностью 05";
- пульт для проверки энергетических параметров приемопередатчика, с помощью которого изменяются выходная энергия лазерного передатчика и пороговая мощность фотоприемного тракта лидара, проверяется пороговая чувствительность дальномерного канала;
- испытательный пульт для проверки электрических параметров блока регистрации лидарного сигнала, позволяющий принимать, индицировать и контролировать с помощью стандартных измерительных приборов сигналы, выдаваемые этим блоком в РТС станции, а также проводить имитацию работы блока в составе лидара; кроме того, пульт имитирует электрические сигналы, соответствующие зондирующему лазерному импульсу и отраженному лидарному сигналу с различной временной задержкой, длительностью и амплитудой, что позволяет метрологически аттестовать АЦП в составе этого блока;
- испытательный пульт для проверки электрических параметров пульта управления лидаром, предназначенный для приема, индикации и трансляции на стандартные измерительные приборы команд, управляющих работой осталь-

ных блоков лидара, и сигналов телеметрического контроля, выдаваемых пультом управления в РТС станции; кроме того, испытательный пульт отрабатывает команды, поступающие в него из пульта управления лидаром, и выдает в последний реакции на эти команды аналогично тому, как это происходит при работе пульта управления в составе лидара;

- оптический имитатор лидарных сигналов для тестирования всего лидара. Этот имитатор, запускаемый лазерным импульсом передатчика, формирует задержанный на несколько миллисекунд оптический импульс, который моделирует эхосигнал, что позволяет контролировать работу дальномерного и лидарного каналов. С помощью этого имитатора проводились все проверки лидара в модуле «Спектр».

В состав стендов и пультов входят стандартные измерительные приборы соответствующих классов точности (осциллографы, импульсные генераторы, вольтметры, частотомеры и т. п.), которые позволяют измерять электрические и оптические характеристики контролируемых параметров лидара. Это намного упрощает структуру КПА.

Кроме того, в состав созданного, но не поставляемого комплекта КПА, используемого при лабораторных и конструкторских испытаниях, входили имитаторы импульсных и гармонических электрических помех, которые могут в соответствии с требованиями технического задания поступать на лидар по цепям бортового электропитания. Первый имитатор обеспечивал формирование набора импульсных электрических помех разной амплитуды и длительности, а второй — гармонических электрических помех разной амплитуды в широком диапазоне спектра от единиц герц до сотен мегагерц.

На заводе, где собирался орбитальный модуль, все блоки лидара при использовании комплекта КПА проходили сначала индивидуальный автономный входной контроль, а затем контроль всего лидара для подтверждения заданных технических характеристик. Только после проведения такого количества испытаний лидар был установлен в орбитальном модуле.

Затем наземные испытания были продолжены в контрольно-испытательной станции РКК «Энергия». Комплексные и совместные испытания лидара включали проверки: его характеристик в составе модуля «Спектр» и технологического комплекта станции «Мир»; возможностей управления по командам и сигналам от систем станции; процессов передачи сигналов ТМИ от блоков лидара в РТС станции. Испытания проводились для основных и

резервных блоков лидара и модуля в различных их сочетаниях, включая дублирующие кабельные сети. Повторно этот цикл испытаний был проведен в конце 1994 г. Последний этап наземных комплексных испытаний лидара в составе модуля с использованием КПА был проведен в монтажно-испытательном комплексе на космодроме.

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ЛИДАРА С СИСТЕМАМИ СТАНЦИИ И УПРАВЛЕНИЕ ЕГО РАБОТОЙ

Приемопередатчик лидара установлен на кронштейне перед иллюминатором внутри орбитального модуля. Остальные блоки лидара размещены на стенках и панелях модуля. Для предотвращения засветок фотоприемного блока от мощного потока лазерного излучения, перенаправленного от четырех оптических поверхностей иллюминатора, оптическая ось лидара отклонена от оси иллюминатора на угол 1.5°. Для защиты глаз космонавтов от бликов переотраженного лазерного излучения пространство между иллюминатором и выходной апертурой приемопередатчика закрыто светозащитной блендой. Для предотвращения запотевания внутренней поверхности стекла иллюминатора предусмотрен его принудительный обдув воздухом.

При проведении сеансов лазерного зондирования в основном используется полуавтоматический режим управления работой лидара. По заранее рассчитанной последовательности времени (циклограмме работ) до начала проведения лидарных измерений бортовая ЭВМ выдает команды на включение вентиляторов обдува иллюминатора, лидара на прогрев термостатирующих устройств, бортовых магнитофонов станции для записи всей телеметрической информации с лидара, команду на открытие внешней крышки иллюминатора модуля. За 5—7 мин до начала измерений производится ориентация осей связанный системы координат станции в заданном направлении и обеспечение стабилизации их положения на время измерений.

За 10 мин до начала эксперимента управление лидаром принимает оператор-космонавт, который с пульта управления проводит контроль функционирования блоков лидара, включает лидар на излучение серией импульсов (возможен также запуск лидара на излучение от бортовой ЭВМ). Затем производят выключение питания блоков лидара. После окончания процесса измерения и выполнения всех завершающих операций, включая закрытие крышки иллюминатора, бортовая ЭВМ выключает магнитофоны РТС, фиксирующие сигналы ТМИ.

Таблица 2. Сравнительные параметры лидаров космического базирования

Параметр	Единица измерения	LITE	БАЛКАН	ALISSA
Длина волны зондирования	нм	355 532 1064	532	532
Выходная энергия	мДж	150 460 500	150	40 (4 лазера)
Длительность импульса излучения	нс	31 27 27	12	15
Расходимость излучения	мрад	0.6 0.6 1.0	0.15	0.5
Частота посылок импульсов	Гц	10 10 10	0.18	50
Световой диаметр приемного телескопа	мм	985	275	400
Угол поля зрения	мрад	1.1	0.44	0.5
Режим работы фотоприемника		аналоговый	аналоговый	счетно-фотонный
Пространственное разрешение по высоте	м	15	3	1500
Потребляемая мощность	Вт	2000	200	3000
Космическая платформа		челнок «Discovery»	орбитальная станция «Мир» модуль «Спектр»	модуль «Природа»
Средняя высота орбиты	км	240	400	400
Угол наклона орбиты	град	57	51.7	51.7
Расстояние между точками измерений	км	0.7	42.6	0.15
Время функционирования		9 сут (сентябрь 1994 г.)	1995—1997 гг.	1996—1997 гг.

СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРВЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛИДАРОВ

Три первых космических лидара отличаются своим энергетическим потенциалом и способом регистрации эхосигналов. В табл. 2 для сравнения представлены их основные характеристики. Как видно, лидар БАЛКАН, уступая по энергетическому потенциалу лидару LITE в 150 раз (за счет меньшей энергии излучения, площади приемной антенны и большей высоты орбиты), превосходит лидар ALISSA, который может работать только на теневой стороне Земли, поскольку регистрирует обратно рассеянное излучение в счетно-фотонном режиме работы фотоумножителя. Кроме того, большое энергопотребление лидара ALISSA, работающего на теневой стороне, когда не функционируют солнечные батареи станции, существенно ограничивает длительность его сеансов измерений. Следует отметить, что многие результаты, полученные при разработке, изготовлении, наземных и летных испытаниях лидара БАЛКАН, учитывались при создании лидара ALISSA, штатный образец которого был поставлен для монтажа в орбитальном модуле «Природа» только осенью 1995 г.

К недостаткам лидара БАЛКАН следует отнести малую частоту посылок зондирующих импульсов, что не позволяет проводить непрерывный контроль облачных полей и ПП Земли, так как расстояние между соседними точками измерений составляет 42.6 км при диаметре светового пятна на поверхности Земли не превышающем 100 м. Вместе с этим он обладает лучшей вертикальной пространствен-

ной разрешающей способностью, и наименьшими энергопотреблением и массо-габаритными параметрами, что является немаловажной характеристикой бортовой научной аппаратуры.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Первый российский космический лидар БАЛКАН был разработан и изготовлен во второй половине 1980-х годов. Выведенный на орбиту в составе модуля «Спектр» в 1995 г., после пятилетнего хранения, он показал свою работоспособность при проведении с борта орбитальной станции «Мир» сеансов лазерного зондирования подстилающей поверхности Земли и облачных полей. Лидар БАЛКАН является результатом совместной деятельности четырех организаций: Конструкторско-технологического института «Оптика» СО РАН, Института оптики атмосферы СО РАН, Российского НИИ космического приборостроения РКА, РКК «Энергия».

Авторы признательны всем сотрудникам этих организаций, которые принимали участие в реализации данного проекта. Особую благодарность авторы выражают И. В. Самохвалову, В. В. Буркову, В. С. Ильинскому, В. С. Шаманаеву, В. И. Ефимкину и Ю. Н. Грачеву, принимавшим постоянное и активное участие в разработках.

Опыт создания лидара БАЛКАН и результаты проведенных экспериментов будут учтены при выполнении следующих проектов по лидарам серии БАЛКАН (Matvienko et al, 1994; Зуев и др., 1995).

- Балин Ю. С., Разенков И. А. Лазерный контроль аэрозольных загрязнений воздушного бассейна индустриальных центров // Оптика атмосферы и океана.—1993.—6, № 2.—С. 169—188.
- Балин Ю. С., Знаменский И. В., Зуев В. Е. и др. Российский космический лазар «Балкан-1» // Оптика атмосферы и океана.—1995.—8, № 9.—С. 1332—1343.
- Балин Ю. С., Знаменский И. Е., Мельников В. Е., Тихомиров А. А. Комплекс наземной контрольно-проверочной аппаратуры для российского космического лазара «Балкан-1» // Оптика атмосферы и океана.—1996.—9, № 3.—С. 359—366.
- Герман М. А. Космические методы исследования в метеорологии. — Л.: Гидрометеоиздат, 1985.—351 с.
- Захаров В. М. (ред.) Лазерное зондирование атмосферы из космоса. — Л.: Гидрометеоиздат, 1988.—215 с.
- Зуев В. Е., Зуев В. В. Дистанционное оптическое зондирование атмосферы // Современные проблемы атмосферной оптики. — С.-Пб.: Гидрометеоиздат, 1992.—Т. 8.—232 с.
- Зуев В. Е., Балин Ю. С., Зуев В. В., Матвиенко Г. Г., Тихомиров А. А. Состояние и перспективы развития космических лазаров серии «Балкан» // Оптика атмосферы и океана.—1995.—8, № 12.—С. 1718—1726.
- Кабанов М. В., Тихомиров А. А. Конструкторско-технологическое обеспечение фундаментальных исследований по атмосферной оптике: итоги деятельности КТИ «Оптика» СО РАН за 25 лет // Оптика атмосферы и океана.—1997.—10, № 4.—С. 382—402.
- Кондратьев К. Я., Тимофеев Ю. М.. Метеорологическое зондирование атмосферы из космоса. — Л.: Гидрометеоиздат, 1978.—280 с.
- Кренкелл А. П. (ред.) Дистанционное зондирование в метеорологии, океанологии и гидрологии. — М.: Мир, 1984.—535 с.
- Лазарев А. И., Коваленок В. В., Авакян С. В. Исследование Земли с пилотируемым космическим кораблем. — Л.: Гидрометеоиздат, 1987.—399 с.
- Abstracts 9th Inter. Laser Radar. Conf. — Munich, 1979.—198 p.
- Balin Yu. S., Burkov V. V., Znamenskii I. V., et al. Spaceborne aerosol lidar BALKAN-1 // 15th Inter. Laser Radar. Conf.: Abstracts. — Tomsk, 1990.—Vol. 1.—P. 12—14.
- Balin Yu. S., Mel'nikov V. E., Tikhomirov A. A., et al. Spaceborne aerosol lidar BALKAN-1 // Proc. SPIE.—1994.—2310.—P. 144—151.
- Balin Yu. S., Znamenskii I. V., Mel'nikov V. E., Tikhomirov A. A. Ground support and testing instrumentation complex for Russian spaceborne lidar BALKAN-1 // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 121—127.
- Curran R. J. Satellite-borne lidar observation of the Earth: Requirements and anticipated capabilities // Proc. IEEE. — 1989.—77, № 3.—P. 478—490.
- Chazette P., Pelon J., Megie G., et al. Coupling spaceborne backscatter lidar and passive radiometry for meteorological and climatological application // 15th Inter. Laser Radar. Conf.: Abstracts. — Tomsk, 1990.—Vol. 1.—P. 20—23.
- McCormick M. P., Winter D. M., Browell E. V., et al. Scientific investigation planned for the lidar in-space technology experiment (LITE) // Bull. Meteorol. Soc.—1993.—74, N 2.—P. 205—214.
- Matvienko G. G., Zuev V. E., Shamanaev V. S., et al. Lidar BALKAN-2 for space platform “ALMAZ-1B” // Proc. SPIE.—1994.—2310.—P. 161—163.
- Russel P., Morley B. M., et al. Orbiting lidar simulations. 1: Aerosol and cloud measurements by an independent wavelength technique // Appl. Opt.—1982.—21, N 9.—P. 1541—1553.
- Werner Ch., Brand B., Jochim E. F. Doppler lidar on the space station // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 148—162.
- Winker D. M., McCormick M. P. Observation of aerosol and clouds with LITE // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 70—78.
-
- REMOTE LASER SENSING OF THE EARTH FROM SPACE.
I. THE RUSSIAN SPACEBORNE BALKAN LIDAR**
- V. E. Zuev, Yu. S. Balin, A. A. Tikhomirov,
I. V. Znamenskii, and V. E. Mel'nikov
- Description of the first Russian spaceborne single-frequency aerosol lidar BALKAN is presented. The lidar is designed for investigations of clouds and Earth's surface from the orbiting station “Mir”. Comparison is made of performance parameters of the Russian lidar BALKAN and the american LITE and Russian-French lidar ALISSA.

УДК 551.501

Лазерное зондирование Земли из космоса.
II. Методологические основы
лидарных измерений с борта орбитальной станции

Ю. С. Балин¹, А. А. Тихомиров²

¹Інститут оптики атмосфери СВ РАН, Томськ, Росія

²Конструкторсько-технологічний інститут «Оптика» СВ РАН, Томськ, Росія

Надійшла до редакції 24.02.97

На прикладі лідара БАЛКАН розглянуто основи методологічного забезпечення сеансів космічних експериментів з лазерного зондування з космосу, що включають режими орієнтації орбітальної станції та лідара на орбіті під час сеансів зондування, планування та розрахункове балістичне забезпечення експериментів, проведення супутниківих вимірювань, питання просторово-часової прив'язки результатів вимірювань, алгоритми обробки лідарних сигналів та ін.

ВВЕДЕНИЕ

Вопросы методического обеспечения лазерного зондирования из космоса рассматривались одновременно с разработкой лидарной техники (Захаров, 1988; Bufton, 1989; Currin 1989). Однако практически эти проблемы стали решаться только при проведении первых лидарных космических экспериментов LITE в 1994 г. (Winker, McCormick, 1995) и лидара БАЛКАН в 1995—1996 гг. (Балин и др. 1997). Определяющими при этом являются как параметры самого лидара (частота посылок зондирующих импульсов, длительность сеанса излучения лазера, возможность работы на освещенной и теневой стороне Земли, режимы управления работой лидара), так и режимы полета космической платформы (траекторные данные, ориентация связанный системы координат станции относительно базовой системы координат). Для первых экспериментов по лазерному зондированию важным является также проведение дополнительных сопутствующих подспутниковых наблюдений и измерений характеристик исследуемых объектов с помощью других измерительных средств. В данной статье на примере лидара БАЛКАН рассматриваются проблемы, связанные с организацией и проведением лидарных

космических экспериментов, расшифровкой и интерпретацией получаемой информации, пространственно-временной привязкой результатов измерений.

ПАРАМЕТРЫ ОРБИТЫ И ЛИДАРА

Параметры орбиты станции «Мир» в 1995—1996 гг. были следующие: высота в перигее 393 км, в апогее — 413 км; средний период обращения вокруг Земли 92.41 мин; угол наклона орбиты к плоскости экватора 51.74°; средняя скорость движения по орбите 7.7 км/с.

Подробно технические параметры лидара БАЛКАН представлены в предыдущей статье (Зуев и др., 1997), а также в работах Балина и др. (1995), Balin et al. (1994). При планировании экспериментов необходимо учитывать следующее. Период повторения лазерных импульсов (циклов измерений) — 5.53 с; число лазерных импульсов в одном сеансе измерений — 20, 60 или 80 с последующим перерывом 12 или 23 мин, соответственно. Расходимость излучения лазерного передатчика составляет 0.15 мрад, что обеспечивает диаметр пятна излучения на поверхности Земли не более

100 м. При этом расстояния между отдельными точками составляют 42.6 км, а общая максимальная длина контролируемой трассы в сеансе зондирования равна 3400 км. Регистрация эхосигналов проводится при аналоговом режиме работы ФЭУ в двух параллельно работающих устройствах: в дальномерном канале — при превышении сигналом заданных пороговых уровней, с погрешностью измерения дальности 1.5 м, и в лидарном канале — при оцифровке эхосигнала в шестиразрядном АЦП с дискретностью 20 нс (3 м).

Управление работой лидара либо полностью ручное, либо полуавтоматическое (включение блоков и устройств лидара на прогрев осуществляется по командам ЭВМ орбитальной станции, а при проведении непосредственно сеанса измерений требуется участие оператора-космонавта).

РЕЖИМЫ ОРИЕНТАЦИИ СТАНЦИИ «МИР» И ЛИДАРА НА ОРБИТЕ

Привязка направления оптической оси лидара к связанной системе координат станции «Мир» ($O_bX_bY_bZ_b$) и модуля «Спектр» ($O_mX_mY_mZ_m$) показана на рис. 1. Относительно системы координат

базового блока, центр которой совпадает с центром масс станции, расчетное положение оптической оси лидара находится в плоскости $X_bO_bZ_b$ и повернуто по часовой стрелке на угол $\alpha = 1.5^\circ$ от оси $-O_bX_b$, если смотреть навстречу направлению оси $+O_bY_b$. Это связано с тем, что направление оптической оси лидара составляет угол 1.5° с осью иллюминатора. Последняя, в свою очередь, параллельна оси $+O_mY_m$ модуля или оси $-O_bX_b$ станции.

При описании движения станции по орбите используются две базовые системы координат — инерциальная и орбитальная. Инерциальная система координат (ИСК) — согласованная экваториальная ИСК с началом отсчета в центре масс Земли. Орбитальная система координат (ОСК) — начало отсчета располагается в центре масс станции, ось $+O_oX_o$ направлена по проекции вектора скорости станции на плоскость местного горизонта, ось $+O_oY_o$ направлена по радиусу-вектору станции, ось $+O_oZ_o$ дополняет систему до правой.

Существует несколько модификаций режимов ориентации станции в ИСК и ОСК, в зависимости от углов разворота между связанный и базовой системами координат (Методика, 1986). Во время работы лидара БАЛКАН использовались два режима ориентации, обозначаемые как ИСК2 и ОСКр.

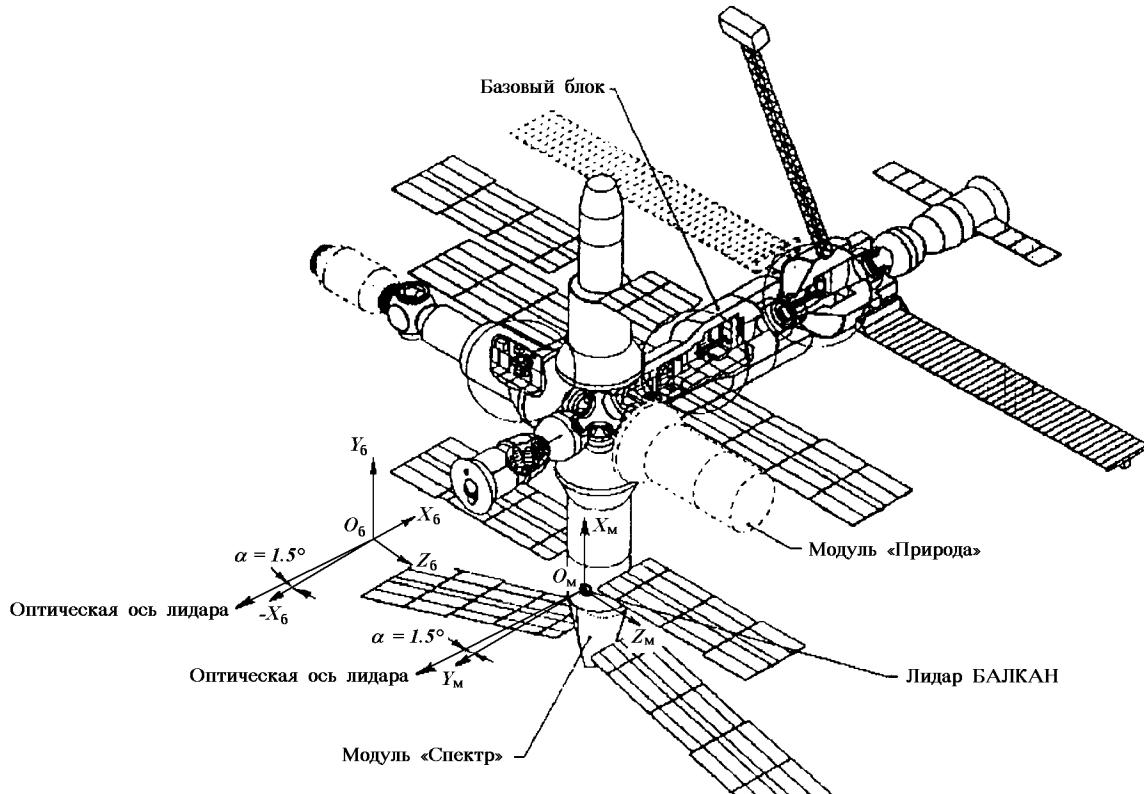


Рис. 1. Схема размещения лидара на орбитальной станции «Мир» и привязка оптической оси лидара к связанной системе координат модуля и базового блока станции. Центры систем координат станции и модуля для наглядности вынесены из соответствующих центров масс

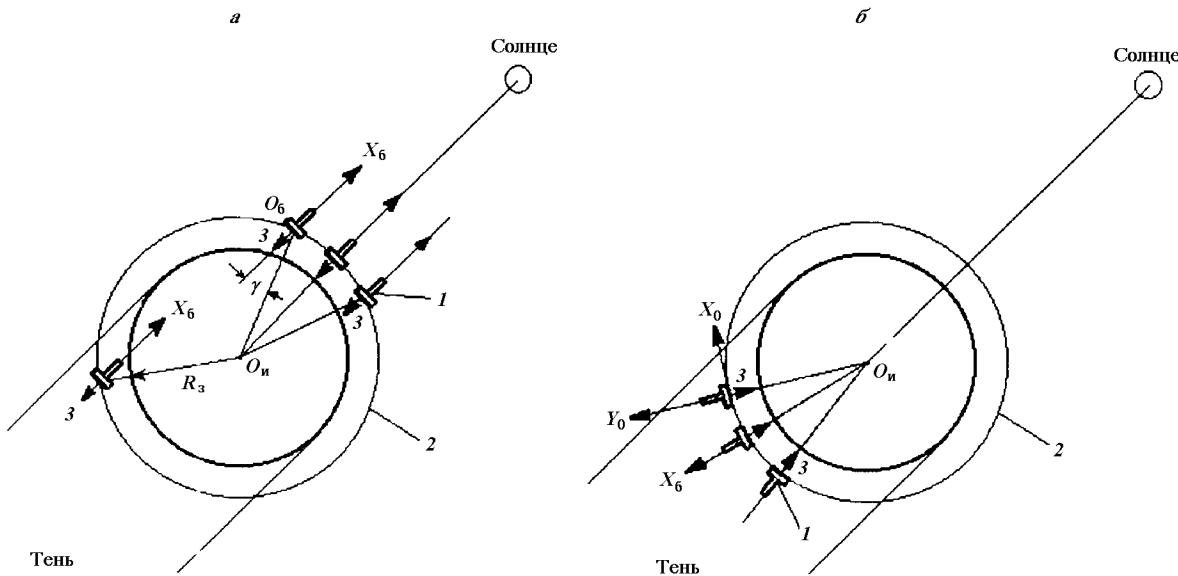


Рис. 2. Режимы ориентации станции и оптической оси лидара на орбите: 1 — станция; 2 — траектория орбиты; 3 — оптическая ось лидара; $O_{\text{и}}$ — центр ИСК (Земли); R_3 — радиус-вектор Земли. а — режим ориентации ИСК2; б — режим ориентации ОСКр

Основным режимом ориентации станции в полете является ИСК2, что связано с ее энергообеспечением от солнечных батарей, при этом ось $+O_6X_6$ совмещается с проекцией направления на Солнце в плоскости орбиты, а направление оси $+O_6Y_6$ определяется из условий перпендикулярности к плоскости орбиты и минимальности значения угла между этой осью и направлением на Солнце.

Упрощенно режим полета станции в ИСК2 показан на рис. 2, а. Поскольку в режиме ИСК2 ось $+O_6X_6$ станции все время направлена в одну точку инерциального пространства, при полете в этой ориентации угол γ между направлением оптической оси лидара и надиром все время изменяется. За счет этого осуществляется непрерывное сканирование лазерным лучом относительно траектории орбиты (непрерывное изменение углов курса и тангажа оптической оси лидара), и соответственно — постоянное изменение наклонной дальности зондирования. Оптическая ось лидара оказывается наиболее близкой к надирному направлению только в краткие моменты времени — в середине света на витке, когда ось $+O_6X_6$ близка к радиусу-вектору Земли (с учетом величины угла $\alpha = 1.5^\circ$). Однако в этом случае условия работы лидара оказываются наихудшими по фоновым засветкам (наибольшая высота Солнца над местным горизонтом). Из рисунка видно, что на теневой стороне оптическая ось лидара направлена вне земной поверхности, поэтому при такой ориентации станции зондировать подстилающую поверхность (ПП) и атмосфе-

ру Земли в ночных условиях невозможно.

В режиме расчетной орбитальной системы координат (ОСКр) с заданного момента времени осуществляется требуемая ориентация осей станции относительно осей орбитальной системы координат, а затем поддерживается стабилизация режима полета в этой ориентации на время проведения эксперимента, после чего станция снова возвращается в режим ориентации ИСК2. Режим ОСКр позволяет установить и удерживать ориентацию оси лидара в надир на любом выбранном участке траектории полета (см. рис. 2, б). В этом случае ось лидара во время проведения сеанса зондирования направлена вдоль оси $-O_0Y_0$ ОСК, а ось станции $+O_6X_6$ соответственно отклонена от оси $+O_0Y_0$ на угол 1.5° . Однако такой режим полета требует дополнительных затрат горючего на переориентацию станции, ее дальнейшую стабилизацию и возврат в исходную ориентацию, что является энергетически невыгодным для центра управления полетом (ЦУП).

ПЛАНИРОВАНИЕ И РАСЧЕТНОЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Наземное обеспечение сеансов лазерного зондирования включает:

- 1) перспективное, долгосрочное и краткосрочное планирование в ЦУП;
- 2) планирование сопутствующих подспутниковых измерений;

3) подготовку сопутствующих фотометрических измерений или видеосъемки с борта станции.

При детерминированности полета орбитальной станции перспективное планирование (от нескольких месяцев до 5 сут) заключается в выборе географических районов проведения эксперимента и выполнении баллистических расчетов в ЦУП для определения моментов времени пролета станции над этими районами с допустимым отклонением от географических координат исследуемых районов и расчета светотеневой обстановки в эти моменты (угловая высота Солнца и Луны, а также ее фаза). Поскольку управление лидаром полуавтоматическое, необходимо учитывать режим дня космонавтов (сон, прием пищи, отдых).

Долгосрочное планирование осуществляется не менее чем за 5 сут, с учетом графика загруженности космонавтов штатными работами по станции. В связи с корректировками траектории орбиты уточняется до 1 с время пролета над исследуемым

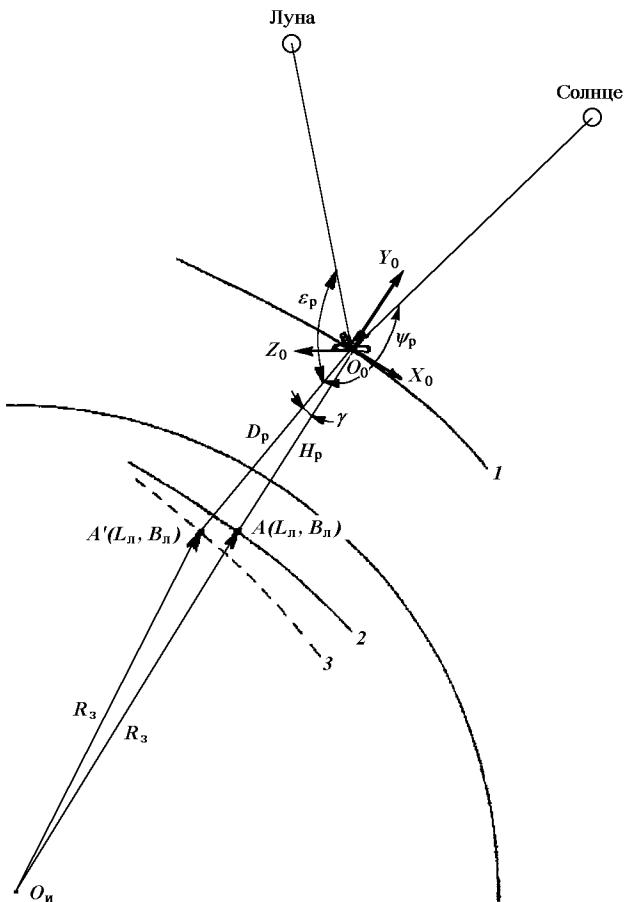


Рис. 3. Параметры орбиты станции и ориентации лидара: 1 — траектория орбиты; 2 — расчетная проекция траектории орбиты на поверхность Земли; 3 — расчетная траектория движения лазерного луча на поверхности; O_n — центр ИСК; R_3 — радиус-вектор Земли

районом, определяются моменты времени перевода станции в режим ОСКр или стабилизации ориентации в режиме ИСК2 и временной интервал полета во время эксперимента, который связан с числом импульсов зондирования. Запрашивается в Гидрометцентре прогноз метеообстановки над районом измерений (возможное наличие облачности).

Краткосрочное планирование (за двое суток) включает подготовку исходных данных на моменты выдачи команд от бортовой ЭВМ на включение-выключение систем и устройств станции, задействованных для проведения космического эксперимента. Составляется и передается радиограмма для космонавтов, в которой указываются точное время начала сеанса измерений (момент запуска лазера), число циклов измерений в сеансе, нештатные отклонения от работы по бортовой инструкции и т. п.

Рис. 3 поясняет некоторые, используемые в дальнейшем, расчетные параметры орбитального движения станции, ориентации лидара и зондируемых участков на земной поверхности. В центре Земли располагается центр инерциальной системы координат O_n , центр орбитальной системы координат $O_oX_oY_oZ_o$ располагается в центре масс станции. Траектория движения оптической оси лидара по поверхности Земли в общем случае не совпадает с проекцией траектории орбиты даже при полете станции в режиме ОСКр из-за неточного знания истинного направления оси лидара относительно осей связанный системы координат станции, ошибок ее ориентации, флюктуаций ориентации при полете. В ЦУП имеются программы для вычисления текущих расчетных значений высоты траектории орбиты над уровнем океана $H_p(t)$ (отрезок O_oA) с учетом формы геоида; текущих значений географических координат подспутниковой точки A — долготы $L_c(t)$ и широты $B_c(t)$; расчетной наклонной дальности $D_p(t)$ (отрезок O_oA') для расчетного значения угла γ_p между осью лидара и надирным направлением; географических координат точки пересечения оси лидара с поверхностью Земли A' — $L_n(t)$ и $B_n(t)$; текущих расчетных значений углов между осью лидара и направлением на Солнце $\Psi_p(t)$ и на Луну $\epsilon_p(t)$. Расчеты выполняются на основе данных по радиолокационному контролю параметров орбиты с наземных пунктов. Вышеупомянутые расчетные параметры используются для оценки полученных результатов зондирования.

СОПУТСТВУЮЩИЕ ПОДСПУТНИКОВЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ

Чтобы однозначно интерпретировать получаемые из космоса отраженные сигналы, необходимо проводить сопутствующие, так называемые подспутни-

ковые, измерения параметров атмосферы, облачных полей и характеристик подстилающей поверхности. Особенно это требуется для первых экспериментов по космическому лазерному зондированию. В первоначальной программе работ предусматривалось проведение подспутниковых синхронных измерений со специальных самолетов или кораблей, находящихся в районе проведения экспериментов. Для этих целей был создан специальный самолетный лидар (Абрамочкин, 1991). Теперь приходится ограничиваться в основном информацией Гидрометцентра. Тем не менее, в сентябре 1995 г. удалось совместить сеансы лазерного зондирования океана и облачных полей над одним из районов Северной Атлантики с подспутниковыми измерениями, которые проводились с борта научно-исследовательского судна «Академик М. Келдыш» группой сотрудников ИОА СО РАН.

Кроме подспутниковых измерений, оценка метеобстановки (наличие и балльность облачности) на подспутниковой траектории полета может проводиться вторым космонавтом визуально через иллюминатор другого модуля станции или путем автоматической видеосъемки с помощью имеющейся на борту видеокамеры. Проведение таких наблюдений также планируется заранее, но они могут быть выполнены только на освещенной стороне Земли, когда фоновые условия для лазерного зондирования менее благоприятны. Немаловажной проблемой остается определение взаимной ориентации оптических осей лидара и видеокамеры.

Недостаточно большой угол наклона орбиты не позволил задействовать для проведения сопутствующих подспутниковых измерений лидарные наземные станции, расположенные выше 51.7° (в Томске — на 600 км и в Минске — на 200 км севернее крайних участков подспутниковой траектории). Кроме того, территория, прилегающая к данным географическим пунктам, не попадала в подспутниковые районы в периоды времени, выделенные для проведения сеансов лазерного зондирования.

Гидрометцентр обеспечивает ЦУП метеопрогнозами (краткосрочными) накануне проведения сеанса измерений и метеосводками (после его проведения) о состоянии атмосферы в районе выполнения экспериментов. В последнем случае в получаемой метеосводке для заданных моментов времени в заданных географических участках подспутниковой траектории полета указываются: тип, балльность и высота нижней границы облачности, скорость и направление ветра. Однако информация по полю облачности является слишком глобальной относительно редких точек измерений, проводимых лидаром.

ПРОВЕДЕНИЕ СЕАНСОВ ЛАЗЕРНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ И ОБЪЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Начиная с космической экспедиции ЭО-19, все экипажи станции «Мир» проходят обучение на тренажерном макете лидара и сдают соответствующий зачет по знанию основных принципов работы лидара. Кроме того, временная последовательность действий оператора-космонавта при проведении сеанса измерений детально отражена в бортовой инструкции, которая предусматривает работу космонавта с основными и резервными блоками лидара, а также его действия при возникновении некоторых типичных нештатных ситуаций. Дополнительно оператор-космонавт руководствуется текстом радиограммы на проведение эксперимента. После контроля функционирования блоков лидара он в заданный момент включает лидар на излучение, по окончании измерений последовательно выключает блоки лидара. Остальные операции осуществляются по командам от бортовой ЭВМ.

Телеметрическая информация (ТМИ) лидара БАЛКАН состоит из двух частей: цифровых массивов ТМИ (24 килобайта), содержащих оцифрованные выборки амплитуд лидарных сигналов с паспортными данными цикла измерения и 19 аналоговых сигналов телеметрического контроля, свидетельствующих о работоспособности отдельных систем и устройств лидара. В состав последних входит информация об измеренной дальности до зондируемого объекта — D_u , определяемая по уровню первого порога.

В сеансе измерений сигналы телеметрического контроля непрерывно фиксируются на бортовые магнитофоны станции с частотой опроса 1.5 Гц. Цифровые массивы ТМИ, накопленные в БЗУ блока регистрации лидарного сигнала, переписываются на бортовые магнитофоны по окончании сеанса измерений. Передача на Землю по каналу РТС всей информации, полученной в сеансе лазерного зондирования производится во время пролета станции над одним из наземных измерительных комплексов, который затем передает всю ТМИ в ЦУП. В общем случае, ТМИ, предварительно расшифрованная службами ЦУП, поступает в распоряжение постановщика эксперимента не ранее 1.0—1.5 ч после проведения измерений.

ПОЛУЧЕНИЕ И ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ЛАЗЕРНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

При оперативной обработке всего массива ТМИ, поступившего в ЦУП, из него выделяется информация, относящаяся к лидару БАЛКАН. Аналого-

вые сигналы телеметрического контроля после обработки в ЭВМ ЦУП выдаются постановщику эксперимента в виде распечаток, по которым проводится анализ последовательности включения и работы составных частей лидара во время проведения эксперимента. Цифровые массивы ТМИ формируются в виде файлов. Разработана специальная программа, которая позволяет оперативно проводить обработку полученного цифрового массива и выделять искомую информацию о паспортных данных каждого цикла измерения и о форме отраженного сигнала в этом цикле в виде графика и временной последовательности цифровых значений его амплитуды.

Предварительная обработка результатов каждого сеанса измерений по дальномерному каналу включает сопоставление полученных измеренных значений дальности D_u с расчетными значениями наклонной дальности $D_p(t)$ для соответствующих моментов времени, исключение из них сигналов ложного срабатывания от фоновых засветок. Ложное срабатывание пороговой системы дальномерного канала лидара происходит, когда импульс помехи по амплитуде превышает уровень первого порога и попадает во временные ворота преобразователя время-код. Оно определяется по двум критериям: либо D_u полученного сигнала превышает D_p более чем на величину систематической ошибки измерений, либо D_u меньше, чем ($D_p - 12$ км), что может соответствовать сигналу от объектов, расположенных на высотах более 12 км от поверхности Земли.

Результаты выполненных экспериментов показывают, что помеховые срабатывания наиболее часты при работе лидара на освещенной стороне Земли в режиме полета ИСК2 (до 50 % в сеансе измерений). Наблюдались они также в режиме ОСКр на теневой стороне при фазах Луны более 0.9 (не более 3 %). От облаков с малой оптической плотностью и малым градиентом коэффициента рассеяния амплитуда эхосигнала обычно не превышает первый пороговый уровень, что фиксируется как отсутствие сигнала. В этом случае не регистрируется и эхосигнал от подстилающей поверхности.

При проведении экспериментов над материком дополнительно уточняются результаты метеосводок Гидрометцентра о наличии облачности в районе выполнения эксперимента и точная география координат движения лазерного луча, чтобы учесть рельеф местности, так как значения $D_p(t)$ рассчитываются для уровня океана.

Предварительная обработка файлов ТМИ включает выделение лидарных сигналов из всего большого цифрового массива, которые ограничены контрольными калибровочными сигналами, записываемыми до начала и после окончания сеанса измере-

ний. Далее из выделенной части цифрового массива выбираются сигналы, которые по дальности и паспортным данным совпадают с сигналами дальномерного канала. Полученные оцифрованные значения дискретных выборок амплитуды лидарного сигнала используются для определения характеристик рассеивающего объекта при обработке сигнала по заданным алгоритмам (Балин и др., 1995).

АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ЛИДАРНЫХ СИГНАЛОВ

Общая схема обработки лидарных сигналов включает в себя последовательные решения следующих задач:

- 1) фильтрация (выделение полезного сигнала);
- 2) классификация (распознавание типа зондируемых объектов);
- 3) оценка параметров объектов (Балин и др., 1988).

В качестве элементов классификации были выбраны существенные независимые признаки лидарного сигнала, достоверно характеризующие зондируемые объекты: длительность переднего фронта импульса, дальность до объекта, интегральное значение S -функции лидарного сигнала (Балин и др., 1988, 1995). Эти характеристики несут информацию о физическом состоянии исследуемого объекта, поскольку их значения представляют интерес для метеорологии, климатологии, а также для отработки методики расчета параметров орбиты. Среди таких характеристик высота верхней границы облаков (ВВГО) или дальность до поверхности Земли, оптические параметры облаков и подстилающей поверхности. Например, интеграл S -функции прямо связан с отражающими свойствами облаков и подстилающей поверхности (Креков и др., 1987).

В предположении линейного нарастания коэффициента рассеяния $\sigma(z)$ в облаке имеем

$$\frac{d\sigma}{dz} = \frac{1}{2(z_m - z_0)^2} = \\ = \ln \left(\frac{z_2 - z_0}{z_1 - z_0} \right) [(z_2 - z_0)^2 - (z_1 - z_0)^2]^{-1},$$

что подразумевает связь функции $\sigma(z)$ с градиентом $d\sigma/dz$. Устойчивая оценка последнего может быть получена по методу наименьших квадратов, т. е.

$$\frac{\hat{d}\sigma}{dz} = \int_{z_1}^{z_2} \ln \frac{(z - z_0)S(z_m)}{(z_m - z_0)S(z)} [(z - z_0)^2 - (z_m - z_0)^2] dz \times \\ \times \left[\int_{z_1}^{z_2} [(z - z_0)^2 - (z_m - z_0)^2]^2 dz \right]^{-1}.$$

Здесь z_0 и z_m — дистанции, соответствующие началу и максимуму эхосигнала, z_1 и z_2 — дистанции, соответствующие уровню равных амплитуд сигнала на переднем и заднем фронтах ($z_1 < z_2$).

Как показывают модельные расчеты и подтверждают экспериментальные результаты (Балин и др. 1988, 1993), стабильность полученного решения ухудшается, если при обработке используется задний фронт лидарного сигнала. Если дополнительно принять во внимание тот факт, что эта часть лидарного сигнала содержит помехи, связанные с многократным рассеянием, то можно рекомендовать использовать только параметры переднего фронта для оценки среднего значения коэффициента рассеяния облака.

Используя аппроксимацию, можно также реконструировать форму лидарного сигнала из результатов измерения его амплитуды и длительности на разных уровнях порогов в дальномерном канале и затем использовать эти данные при обработке. Следует заметить, что сигнал, отраженный от облаков и водной поверхности, имеет несимметричную форму, в то время как сигнал, отраженный от твердой поверхности, обычно симметричен. Однако, если направление зондирования отклоняется от надира или лазерный луч попадает на наклонную поверхность, форма отраженного сигнала становится слегка несимметричной. Как показано Bufton (1989), уширение сигнала дает информацию о наклоне поверхности, а значение амплитуды — о коэффициенте отражения.

ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННАЯ ПРИВЯЗКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассмотренная Захаровым (1988) процедура пространственной привязки измерений значительно упростилась в связи с развитием персональных компьютеров и соответствующих пакетов прикладных программ, связанных с расчетом параметров орбиты и направлений визирования оптического прибора относительно надира и небесных светил. Сравнение измеренных значений наклонной дальности D_n при дальномерировании океанической поверхности с расчетными баллистическими значениями $D_p(t)$, показывает, что существует систематическая погрешность в определении величины угла α (см. рис. 4), которая лежит в конусе с плоским углом равным $\Delta\alpha \approx 0.3^\circ$. Эта ошибка связана с суммарным набегом конструктивных допусков на места крепления приемопередатчика лидара к иллюминатору модуля «Спектр», модуля к переходному стыковочному узлу, переходного стыковочного узла к станции, а также за счет некоторого

раздува модуля на орбите за счет разницы давлений внутри и снаружи модуля. На рис. 3 представлена расчетная зависимость приращения наклонной дальности $\Delta D = D_p - H_p$ от угла отклонения оси зондирования от надирного направления γ для реальной высоты орбиты $H_p = 400$ км. При этом значение D_p кроме величины $H_p/(1/\cos\gamma - 1)$ включает приращение наклонной дальности, связанное со сферичностью Земли, которое начинает существенно сказываться при $\gamma > 3^\circ$.

Анализ данных по стабильности ориентации станции при полете в режимах ИСК2 и ОСКр показал, что в интервале 10 мин наблюдаются колебания направления осей связанный системы координат относительно осей базовой системы в пределах погрешностей угловых датчиков станции 0.1° . При зондировании в надирном направлении такая погрешность приводит к несущественным ошибкам в определении высоты полета станции (до 0.5 м) и значительному смещению центра пятна излучения на земной поверхности (более 600 м). Как видно из рис. 4, при одной и той же величине систематической ошибки $\Delta\alpha$ величина ΔD существенно увеличивается с увеличением с углом γ . Из-за неопределенности величины $\Delta\alpha \approx 0.3^\circ$ реальные координаты точки пересечения лазерного луча с поверхностью Земли на уровне океана будут смещены относительно расчетных значений $L_n(t)$ и $B_n(t)$ (см. рис. 3).

Неоднозначность в пространственной привязке данных зондирования возникает и за счет погрешностей, связанных с временной привязкой проведенного цикла измерения. Временная привязка результатов измерений эхосигналов производится к системе единого времени, имеющейся на борту станции (декретное московское время). При записи сигналов телеметрического контроля на бортовые магнитофоны используется односекундная шкала времени. Поскольку период излучения лазерных импульсов составляет 5.53 с, то время регистрации цикла измерений (сигнала D_n) осуществляется в

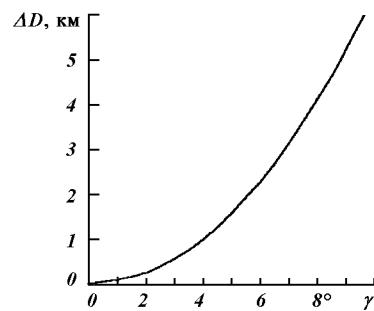


Рис. 4. Зависимость увеличения наклонной дальности зондирования от угла отклонения оси лидара от надира

телеметрической системе с минимальной погрешностью 0.5 с. Это сразу дает пространственную неопределенность наземных координат траектории подспутниковой точки в 3.85 км. Максимальная погрешность составляет 1 с из-за накопления временных задержек на релейных схемах, через которые проходят сигналы телеметрического контроля.

Дополнительная ошибка между значениями D_p и D_i возникает из-за погрешностей в системе радиолокационного контроля орбиты станции, исходные данные которой являются основой для расчета параметров траектории орбиты. Для северного полушария погрешность расчетного значения высоты орбиты $H_p(t)$ может составлять 150 м, в южном полушарии, где пунктов радиоконтроля орбиты нет, величина погрешности больше. Поскольку все баллистические расчеты привязываются к моменту времени T_e и долготе L_e , при которых проекция траектории орбиты пересекает земной экватор, то ошибки 1 с приводят к дополнительной погрешности величины $H_p(t)$ в 10–20 м (за счет эллиптичности орбиты) и смещению географических координат подспутниковой точки до 7.7 км.

Детальный анализ погрешностей пространственно-временной привязки результатов измерений сеанса лазерного зондирования требует дополнительных уточнений и выходит за рамки данной статьи. Некоторые оценки погрешности таких измерений, связанные с наклоном отражающей поверхности и отклонением направления зондирования, приведены в работе Bufton (1989).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изложенные выше методологические основы проведения сеансов лазерного зондирования с борта орбитальной станции «Мир» были отработаны во время измерений, выполненных лидаром БАЛКАН в августе–сентябре 1995 г. и феврале–апреле 1996 г.

Авторы весьма признательны космонавтам экспедиций ЭО-19, ЭО-20 и ЭО-21 за успешную работу с лидаром во время проведения сеансов лазерного зондирования, сотрудникам группы математического моделирования ЦУП за составление программ и проведение баллистических расчетов, в частности ведущему специалисту в этой области А. И. Манжею, а также всем службам ЦУП,

участвовавшим в подготовке и проведении космических экспериментов с лидаром БАЛКАН.

- Абрамочкин А. И., Пеннер И. Э., Шаманаев В. С. Лидар для подспутникового исследования облаков // Оптика атмосферы и океана.—1991.—4, № 3.—С. 264—265.
- Балин Ю. С., Кавкянов С. М., Креков Г. М. и др. Интерпретация сигналов лазерного зондирования облаков и подстилающей поверхности из космоса // Оптика атмосферы.—1988.—1, № 1.—С. 93—99.
- Балин Ю. С., Разенков И. А. Лазерный контроль аэрозольных загрязнений воздушного бассейна индустриальных центров // Оптика атмосферы и океана.—1993.—6, № 2.—С. 169—188.
- Балин Ю. С., Знаменский И. В., Зуев В. Е. и др. Российский космический лидар «Балкан-1» // Оптика атмосферы и океана.—1995.—8, № 9.—С. 1332—1343.
- Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Самойлова С. В. Предварительные результаты зондирования облаков и подстилающей поверхности Земли лидаром «Балкан» // Оптика атмосферы и океана.—1997.—10, № 3.—С. 333—352.
- Захаров В. М. (ред.) Лазерное зондирование атмосферы из космоса. — Л.: Гидрометеоиздат, 1988.—215 с.
- Зуев В. Е., Балин Ю. С., Тихомиров А. А. и др. Лазерное зондирование Земли из космоса. I. Российский лидар космического базирования БАЛКАН // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1/2.—С. 16—25.
- Креков Г. М., Кавкянов С. И., Крекова М. М. Интерпретация сигналов оптического зондирования атмосферы. — Новосибирск: Наука, 1987.—186 с.
- Методика П24586-117. — НПО «Энергия», 1986.—Ч. 1, кн. 1.—48 с.
- Balin Yu. S., Mel'nikov V. E., Tikhomirov A. A., et al. Spaceborne aerosol lidar BALKAN-1 // Proc. SPIE.—1994.—2310.—P. 144—151.
- Bufton J. L. Laser altimetry measurements from aircraft and space-craft // Proc. IEEE.—1989.—77, N 3.—P. 463—477.
- Curren R. J. Satellite-borne lidar observation of the Earth: Requirements and anticipated capabilities // Proc. IEEE.—1989.—77, N 3.—P. 478—490.
- Winker D. M., McCormick M. P. Observation of aerosol and clouds with LITE // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 70—78.

REMOTE LASER SENSING OF THE EARTH FROM SPACE. II. METHODOLOGICAL ASPECTS OF LIDAR MEASUREMENTS ABOARD AN ORBITING STATION

Yu. S. Balin, and A. A. Tikhomirov

Some methodological aspects concerning the arrangement of space-borne experiments on the remote laser sensing of the Earth are considered using the BALKAN lidar as an example. These include the orbiting station and lidar orientation modes at the sounding session, planning experiment and ballistic calculations, corresponding ground support measurements, accompanying photometric measurements or video recording, problems of the spatial and temporal uncertainties of measurement data, algorithms of the lidar data interpretation, etc.

УДК 550.383

**Комплекс наземних спостережень
для вивчення аномальних електромагнітних явищ,
пов'язаних із землетрусами**

В. Г. Кузнєцова, В. Ю. Максимчук, Ю. М. Городиський, Ф. І. Седова

Карпатське відділення Інституту геофізики ім. С. І. Субботіна НАН України, Львів

Надійшла до редакції 17.10.96

Розглянуто фізичні основи виникнення аномальних електромагнітних явищ, пов'язаних з землетрусами, та наведено приклади виділених на основі експериментальних спостережень аномалій — провісників землетрусів. Розроблені основні напрямки необхідного наземного електромагнітного моніторингу для пошуку кореляції наземних та космічних електромагнітних явищ, пов'язаних з сейсмічністю.

На даний час дослідження провісників землетрусів залишаються однією з основних проблем сучасної геофізики. Проводяться пошуки аномальних явищ, пов'язаних з наближенням землетрусу на підставі комплексного геофізичного моніторингу, до складу якого входять сейсмічні, деформаційні та електромагнітні спостереження.

В СРСР, США, Японії, Греції, Китаї та інших країнах світу, які не раз зазнавали трагічних наслідків стихії, протягом останніх двадцяти років успішно розвивалися роботи з вивчення електромагнітних провісників землетрусів. Була розроблена методика наземного електромагнітного моніторингу, вивчалися зміни в часі електромагнітних параметрів і особливості сейсмічного режиму (Рикитаке, 1979; Гохберг, 1988; Садовский, 1982; Ларкина и др., 1987). У світовій практиці відомі випадки успішного прогнозу землетрусів. Так, прогноз Хайченського землетрусу в Китаї з магнітудою 7.3 (04.02.1975 р.) врятував життя багатьом тисячам мешканців провінції Ляонін (Друмя, Шебалин, 1985). Вдалим був також прогноз узбецьких геофізиків, які за шість годин повідомили про підземний поштовх в Алайській долині

01.11.1978 р. (Мавлянов и др., 1978). Однак землетруси останніх років на Курилах, Сахаліні, в США та Японії не були передбачені.

Можливість існування аномальних явищ — провісників землетрусів — базується на тому, що землетрус не є раптовою подією. Це тривалий процес, який назріває деякий час і призводить до змін параметрів середовища, що виявляються як провісники землетрусів. Нижче розглянуто тільки аномальні електромагнітні явища, пов'язані з землетрусами. Їх природу вивчають на основі відомих механіко-електричних ефектів у твердих тілах: п'езомагнітний та п'езоелектричний, електрокінетичні явища, процеси електризації при терти й руйнуванні. На основі експериментальних досліджень в різних регіонах були зафіковані різні види електромагнітних ефектів сейсмотектонічної природи: зміни інтенсивності магнітного і електромагнітного полів, зміни опору гірських порід, збурення атмосферного електричного потенціалу і структури телуричного поля тощо. До ефектів електромагнітної природи слід також зарахувати і явища в атмосфері.

Ще на початку 1980-х рр., крім наземних ано-

мальних електромагнітних провісників, були отримані дані про аномальні збурення електромагнітного випромінювання в іоносфері в діапазоні від 100 Гц до 15 кГц (Ларкина и др., 1987). Ці збурення спостерігалися супутником «Інтеркосмос-19» на висотах верхньої іоносфери в той час, коли супутник проходив поблизу епіцентрів сильних землетрусів ($M > 5.5$). Аналогічні результати були отримані і на інших супутниках («Інтеркосмос-Болгарія-1300», «Ореол-3», ГЕОС-2 та ін.) (Каталог, 1991). Аналіз результатів супутникових вимірювань, за якими встановлені аномальні явища, пов'язані з сейсмічною активністю, дозволив виділити п'ять основних типів іоносферних збурень, детально розглянутих Коцаренком та ін. (1995):

1. Варіації електричного та магнітного полів.
2. Збурення електромагнітних хвиль, перш за все низької частоти.
3. Збурення густини та температури іоносферної плазми в Е- та Т-шарах.
4. Варіації (збільшення) інтенсивності світіння іоносфери.

5. Поява або зміни потоків геоактивних частинок в магнітосфері.

Цей перелік явищ, очевидно, далеко не повний, бо на даний час ще немає достатньої кількості експериментальних матеріалів для коректних статистично обґрунтованих висновків та не розроблена теорія літосферно-іоносферних зв'язків. Слід також зауважити, що всі аномальні ефекти, які раніше спостерігалися, були зареєстровані на космічних системах, не пристосованих спеціально до проблеми передбачення землетрусів.

Використання космічної інформації (супутники) суттєво розширяє масштаби досліджень аномалій електромагнітного поля, пов'язаних з сейсмотектонічними процесами, і дає додаткову інформацію для розробки моделей джерел і механізмів сейсмоіоносферних взаємодій. Припускається існування кількох таких механізмів (Molchanov, 1995; див. таблицю).

Наведені дані знайшли експериментальне підтвердження, але ступінь кореляції цих явищ з сейсмічною активністю не дозволяє прийняти жод-

Можливі механізми сейсмоіоносферних взаємодій

Електромагнітні явища, частотний діапазон	Метод спостережень	Зв'язок з явищами	Термін появи	Просторовий діапазон, км	Лабораторний експеримент\ макетування	Можливий фізичний механізм
Варіації електропровідності Землі ($f \sim 0$)	Активне зондування провідності ЕТ, МТ	Зміна рівня води у криницях. Приливні хвилі	А. декілька років, В. один місяць	100—200	+/-	Дифузія води через пористі породи, дилатансія та тріщинутворення (злом)
Варіації магнітного поля SMS ($f \sim 0$)	Магнітометр. Різниця магнітних полів	Зовнішні геомагнітні варіації	А. декілька років, В. один місяць	100—200	+/-	П'езомагнітний або електрокінетичний ефект (EKE) — $\Delta\epsilon(P)$, п'езо-електричний ефект — EKE — зміна EA
Варіації електричного поля SES ($f \sim 0$)	Метод власного потенціалу, VAN	Зміни у атмосферних (геопотенціальніх) полях Ea, EQ-сия	6—30 діб	50—250	+/-	— $\Delta\epsilon(P)$, п'езо-електричний ефект — EKE — зміна EA
Ультразвукочастотна електромагнітна емісія, ($f = 0.01—10$ Гц)	Магнітний варіометр, електричні варіації у свердловинах	Геомагнітні пульсації	А. один місяць, В. одна доба	~100	+/-	— EKE — мікрозломи, електризація (FE)
Електромагнітна радіація, EMR ($f = 1$ кГц—10 МГц)	Радіоприймач	Вулканічні виверження, сяйва, EQ-сяйва	А. один місяць, В. декілька діб	≤ 1000	+/\+	— FE — $\Delta\sigma_a \times Ea$
Фаза і амплітуда варіацій наднизькочастотних сигналів ($f = 10—30$ кГц)	Радіовимірювання вздовж шляху ДНЧ-передачі	Газові виходи, зміни у атмосферній провідності, Trimpi	А. один місяць, В. декілька діб	< 100 для короткого шляху, < 1000 для довгого шляху	-/+	— σ_i (іоносфера) — $\Delta\sigma_a$
УНЧ/ДНЧ емісія над іоносфорою ($f = 1$ Гц—20 кГц)	УНЧ/ДНЧ, радіо-ВЧ, EQ-регіон від супутника	Модифікація атмосферної густини, іонної концентрації, температури	декілька діб	300/600	-/+	— $\Delta\sigma_i$ подібно до зміни Ea

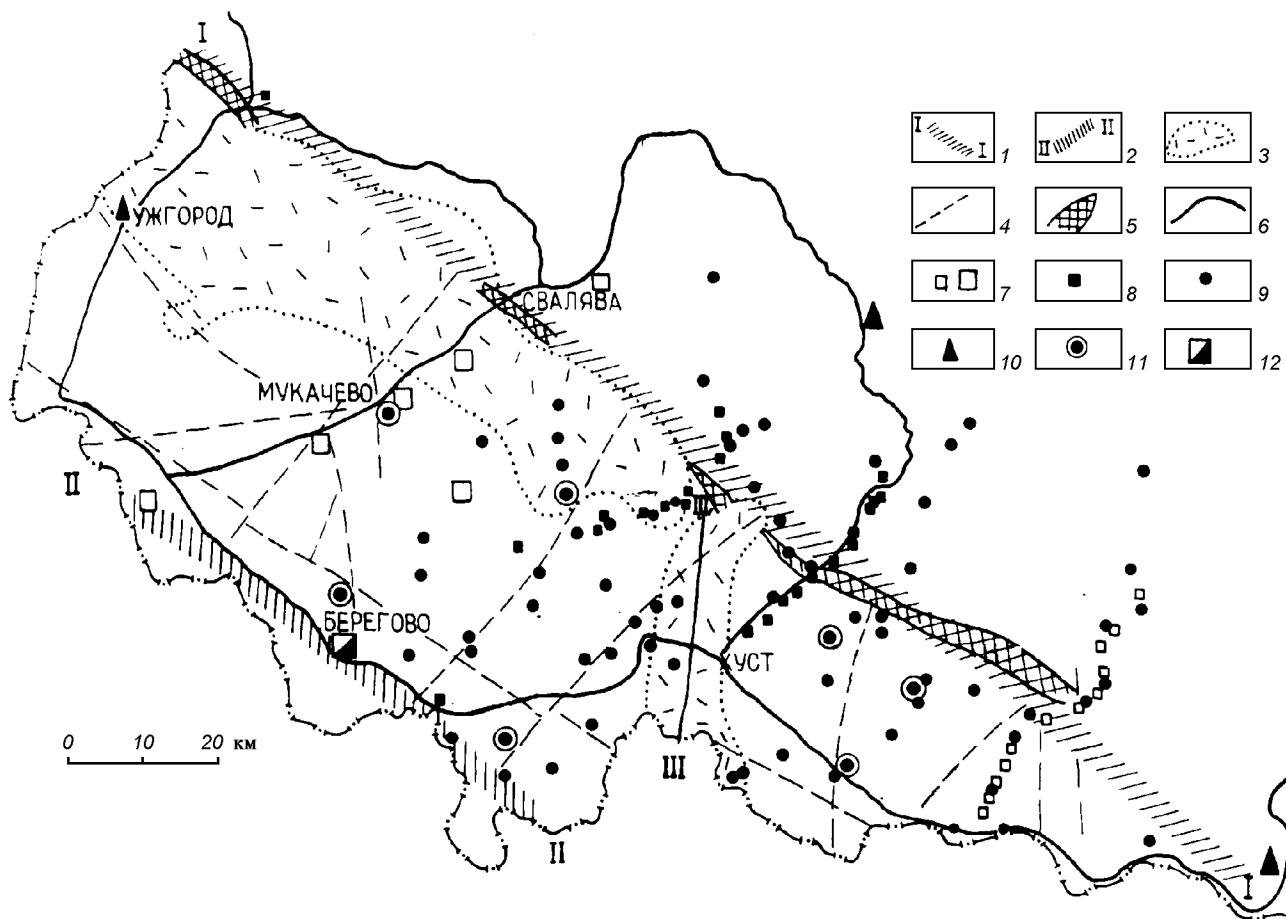


Рис. 1. Карпатський геодинамічний полігон: 1 — Закарпатський глибинний розлом, 2 — Припаннонський глибинний розлом, 3 — Вигорлат-Гутинське вулканічне пасмо, 4 — розломи донеогенового фундаменту, 5 — Пеннінська зона, 6 — лінії нівелювання, 7 — вікові гравітаційні репери, 8 — вікові комплексні репери, 9 — пункти вікового ходу геомагнітного поля, 10 — сейсмічні станції, 11 — режимні геофізичні станції, 12 — штолня

не з них за вірогідного провісника. Нижче буде розглянуто проблему пошуку наземних ефектів на території України та перші вдалі спроби їх синхронних спостережень із землетрусами.

Для території України проблема прогнозу сейсмічної небезпеки є досить актуальною. Відомо, що на Україні існує два великі сейсмонебезпечні регіони — Кримсько-Чорноморський і Карпатський. В межах Кримсько-Чорноморського регіону відомо біля 80 спостережень відчутних землетрусів, з яких шість — руйнівні (Пустовітенко и др., 1989). Інтенсивність цих землетрусів на території Криму і в південній частині України — від 5 до 8 балів. Найбільш інтенсивним у ХХ столітті був відомий Ялтинський землетрус 11.09.1927 р. ($M = 6.8$), який відчувався на території біля 4 млн km^2 і мав 571 афтершок в 1927—1933 рр.

В Українських Карпатах відомі дві сейсмоактивні зони — Закарпаття, де відчуваються землетруси силою 6—7 балів, і район Буковини, де також відомі 6-балльні землетруси (Харитонов и др., 1996). Крім місцевої сейсмічності, на території південного заходу України відчуваються поштовхи руйнівних землетрусів району Вранча (Румунія). Протягом останнього тисячоліття, від 1091 до 1990 рр., відбулося принаймні відомо 30 руйнівних землетрусів, вогнища яких знаходились в районі Вранча, деякі з них мали магнітуду більше 7.

Вивчення електромагнітних провісників землетрусів на основі наземного електромагнітного моніторингу виконується на протязі останніх 20 років на території Карпатського геодинамічного полігона (рис. 1), розташованого в найцікавішій сейсмоактивній частині Карпат — Закарпатському внутріш-

ньому прогині (Verbitsky et al., 1988).

На полігоні створена мережа режимних геофізичних спостережень, основною метою яких було вивчення часових змін геофізичних полів, полів деформацій та сейсмічного режиму. Чотири режимні геомагнітні станції ведуть цілодобову реєстрацію модуля T геомагнітного поля за допомогою протонних магнітометрів MB-01 з чутливістю 0.1 нТл. Крім цього, на одній із станцій в спеціальному павільйоні додатково ведеться цілодобова реєстрація складових поля D, H, Z кварцовими варіометрами В. Боброва. Ця апаратура дозволяє реєструвати варіації змінного геомагнітного поля в діапазоні періодів від добових до КПК. Такий же полігон працює і в Криму.

Враховуючи актуальність проблеми прогнозу землетрусів для України і всього світу, а також сучасний високий рівень і можливості космічної техніки, Національним космічним агентством Ук-

раїни був запропонований і втілюється в життя міжнародний проект «Попередження». Основною метою проекту є вивчення комплексу фізичних явищ, передусім електричних і магнітних полів та їх аномальних змін, можливо пов'язаних з землетрусами. Космічний експеримент має поєднуватись з наземними вимірюваннями електромагнітних полів, полів деформацій, сейсмічними і метеоспостереженнями та іншими геолого-геофізичними дослідженнями.

В цій роботі продовжується розгляд основних проблем вивчення провісників землетрусів (див. Коцаренко та ін., 1995), пов'язаних з наземним супроводом — моніторингом магнітного поля Землі.

Враховуючи багаторічний досвід високоточних геомагнітних сейсмопрогностичних спостережень та існуючу мережу режимних станцій на Карпатсько-му полігоні, пропонуються наступні види досліджень.

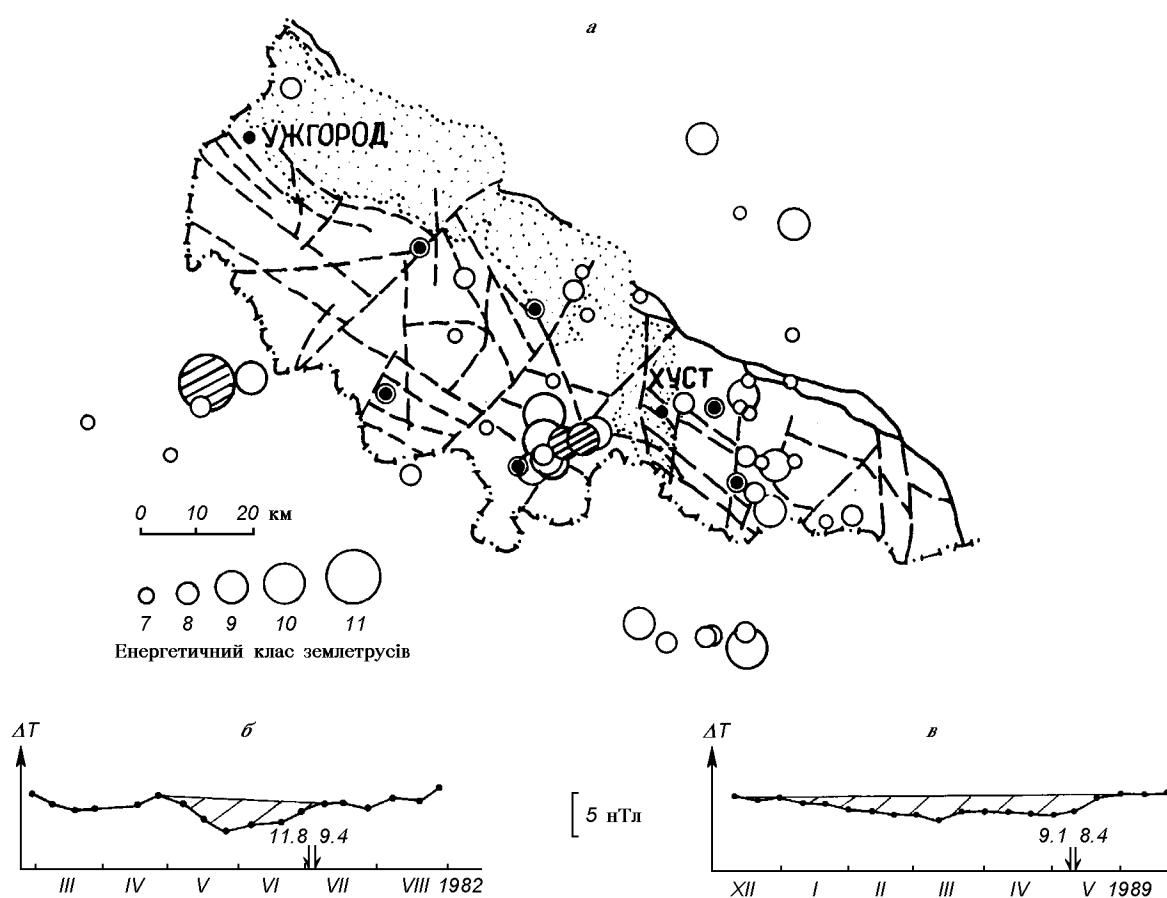


Рис. 2. Аномальні зміни геомагнітного поля — провісники місцевих землетрусів: *a* — сейсмічна карта Закарпаття за 1980—1990 рр., *b, c* — середньодекадні значення ΔT для Чопського і Виноградівського землетрусів відповідно. Стрілками відзначені моменти землетрусів, цифрами — їх енергетичний клас

1. ВИВЧЕННЯ ДОВГОПЕРІДНИХ ВАРІАЦІЙ ГЕОМАГНІТНОГО ПОЛЯ

Під довгоперіодними варіаціями геомагнітного поля ми розуміємо варіації з періодом більше доби. Ці варіації вивчаються на основі цілодобових спостережень повного вектора \mathbf{T} напруженості геомагнітного поля з наступним визначенням середньодобових значень поля. Використовується диференціальна методика спостережень, за якою визначаються середньодобові значення різницевого поля між параметрами режимних станцій. Така методика дозволяє вивчати тільки ту частину варіацій, яка обумовлена тектонічними процесами в літосфері (Кузнєцова, 1986; Когеранов *et al.*, 1994). Вона дозволяє при вивчені змін у часі геомагнітного поля виділити аномальні періоди, які зіставляються з сейсмічним режимом. За останні роки отримано також ряд аномальних часових змін, що в часі пов'язані з місцевими землетрусами.

На рис. 2 показано два характерні приклади аномалій-провісників, які були одержані на основі режимних спостережень протягом 1980—1990 рр., та схема розташування епіцентрів землетрусів за той же період часу. Максимальний аномальний ефект 4.5 нТл спостерігався перед Чопським землетрусом 02.07.1982 р. (рис. 2, б), епіцентр якого був розташований на відстані 10 км на захід від кордону між Угорщиною і Україною. Найбільш інтенсивні поштовхи силою до 6 балів по шкалі МСК-64 спостерігалися в трьох селах Берегівського району. Видно, що на початку травня почалось зменшення ΔT , максимальні зміни поля були зафіковані в кінці травня, після чого різницеве поле почало збільшуватись і досягло початкового рівня приблизно в середині липня. На стадії відновлення поля і стався землетрус в районі Чопа. Майже аналогічний результат одержаний для серії Виноградівських землетрусів 06.05.1989 р. (рис. 2, в). На рис. 2, а епіцентри Чопського та Виноградівських землетрусів заштриховані.

Характерна форма аномалії ΔT у вигляді бухто-подібного збурення з подальшим відновленням початкового рівня поля є типовою для довгоперіодних аномалій геомагнітного поля — провісників землетрусів — і спостерігалась в інших сейсмоактивних районах (Абдуллабеков, 1989). В деяких випадках аномальні зміни ΔT відбуваються від серії поштовхів меншої сили.

Для уточнення місця, де має відбутися землетрус, на полігоні існує мережа рядових пунктів, спостереження на яких розпочинаються, коли за даними режимних станцій фіксуються аномальні зміни геомагнітного поля. Результати повторних

спостережень на цих пунктах дозволяють окреслити зону підготовки можливого землетрусу.

Подальший розвиток цього напрямку досліджень пов'язаний з вивченням змін в часі не тільки модуля T , але і складових геомагнітного поля, що дало б можливість більш надійно досліджувати джерела аномальних ефектів та її природу. Для цього необхідна нова апаратура для дообладнання існуючих режимних станцій.

2. ВИВЧЕННЯ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ ЗЕМЛІ

Наступний діапазон частот, з якого отримують певну інформацію про процеси, пов'язані з наближенням землетрусів, охоплює ділянку від десятків Гц до сотень кГц. В літературі є кілька термінів для аномальної поведінки поля в цьому діапазоні: аномалії природного імпульсного електромагнітного поля (ПІЕМП) або аномалії електромагнітного випромінювання (ЕМВ). Інформаційними параметрами в цьому випадку можуть служити варіації рівня огинаючої ПІЕМП або варіації числа зареєстрованих імпульсів ПІЕМП з амплітудою, що перевищує рівень дискримінації. В практиці досліджень частіше користуються другим параметром. За останні 15—20 років, головним чином в Японії, США, Китаї і СРСР (Середня Азія, Карпати, Кавказ), накопичено велику кількість матеріалу, що демонструє кореляцію в часі між сейсмічними явищами і аномаліями ПІЕМП. На рис. 3 приведено деякі з таких випадків (Каталог, 1991). Природа цих кореляцій зводиться до механіко-електричних ефектів, що мають місце в процесах підготовки землетрусів. Джерелом ПІЕМП можуть бути всі спостережувані в твердих тілах і на їх границях між собою і з рідинами механіко-електричні явища, для яких характерна 9 швидка релаксація розділених зарядів.

Час життя зарядів контролюється локальними і флуктуаційними процесами релаксації вільних носіїв зарядів і електричного пробою середовища. Згідно з розрахунками (Пархоменко, Бондаренко, 1972) для більшості гірських порід з питомим опором $\rho = 10^3\text{--}10^8 \Omega \cdot \text{м}$ постійна часу $\tau_s = \varepsilon \varepsilon_0 \rho = 10^{-7}\text{--}10^{-2} \text{ с}$, де ε — діелектрична проникність середовища, ε_0 — електрична стала.

При максимальних значеннях густини розділених зарядів значення локальних електричних полів перевищують значення поля пробою гірських порід і рідин ($E = 10^7\text{--}10^8 \text{ В/м}$), приводячи до часу релаксації зарядів порядку мікросекунд. Спектр ПІЕМП в цьому випадку лежить в діапазоні 10^{-4}--

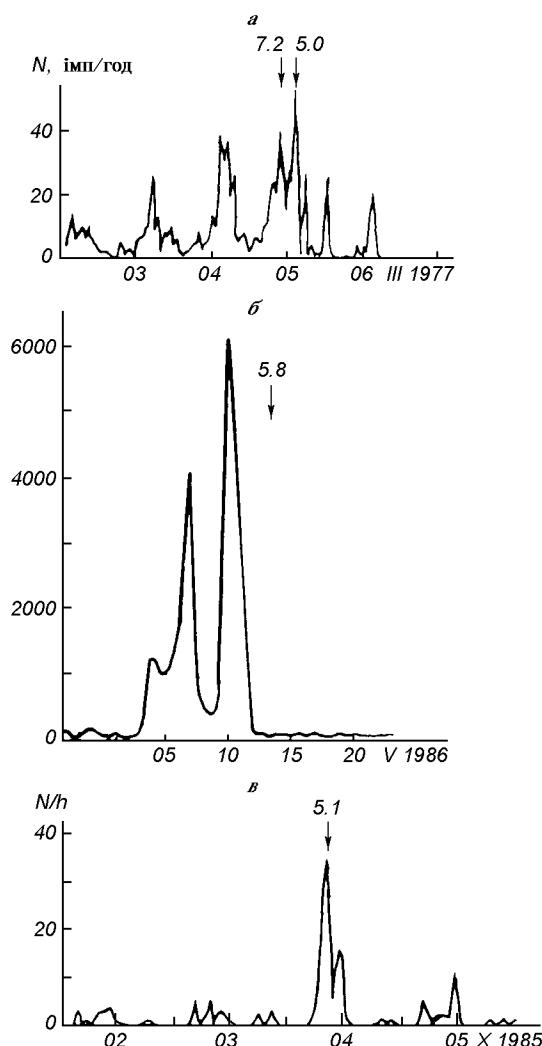


Рис. 3. Аномальні зміни природного імпульсного електромагнітного поля перед землетрусами (дані з каталогу, 1991): а — Карпатські (Румунія) 04—05.03.77; б — Параванський (Грузія) 13.05.86; в о. Хонсю (Японія) 03.10.85. Стрілками відзначені моменти землетрусів, цифрами — їх магнітуди

10 МГц. Потужність ПІЕМП одиничного акту, що відповідає релаксації заряду максимальної густини з поверхні 10^{-6} — 10^{-4} м², для діапазонів частот 10^{-2} — 10^{-1} і 0.4—10 МГц оцінюється величинами 10^{-16} — 10^{-11} і 10^{-10} — 10^{-3} Вт відповідно (Зубков и др., 1985).

Джерелом розділення і релаксації зарядів у верхніх шарах кори являються також електрокінетичні явища. Частотний діапазон ПІЕМП при швидкостях руху порових рідин 0.1—10 м/с складає 10^{-3} — 10^{-2} МГц.

Локалізація фізичних джерел зареєстрованого ПІЕМП може перебувати в різних відношеннях до

ділянки локалізації підготовки землетрусу: можуть фіксуватись ПІЕМП, що надходять безпосередньо з ділянки підготовки, або ПІЕМП від верхніх шарів кори внаслідок їх збудження пружними хвилями і зміною деформованого стану цих шарів, нарешті, можливе випромінювання з верхніх шарів, породжене процесами перевипромінювання збудженої в зоні підготовки електромагнітної енергії. Очевидно, конкретний механізм зв'язку ПІЕМП з сейсмічними явищами має значною мірою індивідуальний характер, що залежить як від геолого-електрических характеристик регіону, так і від типу можливого землетрусу. Це вносить певну невизначеність в можливості прогнозу на основі ПІЕМП. Зокрема, графік інтенсивності ПІЕМП перед землетрусом на о. Хонсю (рис. 3, в), як і для основної маси інших японських землетрусів, стосується неглибокофокусних землетрусів. В той же час значного посилення ПІЕМП при глибокофокусних землетrusах на території Японії не помічалось. Разом з тим на рис. 3, а показано приклад аномальних змін ПІЕМП, пов'язаних з глибокофокусними землетрусами в районі Вранча.

Не дивлячись на деякі позитивні результати, існує ряд причин зовнішнього характеру, які значно ускладнюють можливості прогнозу землетрусів за аномаліями ПІЕМП. В першу чергу це джерела ПІЕМП техногенного характеру та атмосферні явища, особливо грозова діяльність, що також приводять до аномалій ПІЕМП. Помічено також кореляцію між аномаліями ПІЕМП і загальним фоном геомагнітної активності, а також сезонність ПІЕМП, яка в різних регіонах має різний характер.

Режимні роботи на Карпатському полігоні, пов'язані з реєстрацією ПІЕМП, перебувають на початковій стадії. Для організації таких спостережень необхідна спеціальна реєструюча апаратура, яка, на жаль, серйозно не випускається.

3. ВИВЧЕННЯ АНОМАЛЬНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ КОРТОКПЕРІОДНИХ ВАРИАЦІЙ ГЕОМАГНІТНОГО ПОЛЯ

В останні роки ведуться активні пошуки провісників землетрусів в короткокперіодних пульсаціях, які є найбільш тонким індикатором фізичного стану магнітосфери. Дані про генерацію геомагнітних пульсацій в зв'язку з землетрусами є в багатьох роботах (Гогатишвили, 1984; Голиков и др., 1985), але вони досить суперечливі як відносно морфологічних ознак (періоду коливань, тривалості збудження, часу їх появилення і т. п.), так і відносно механізмів їх генерації. Особливий інтерес викли-

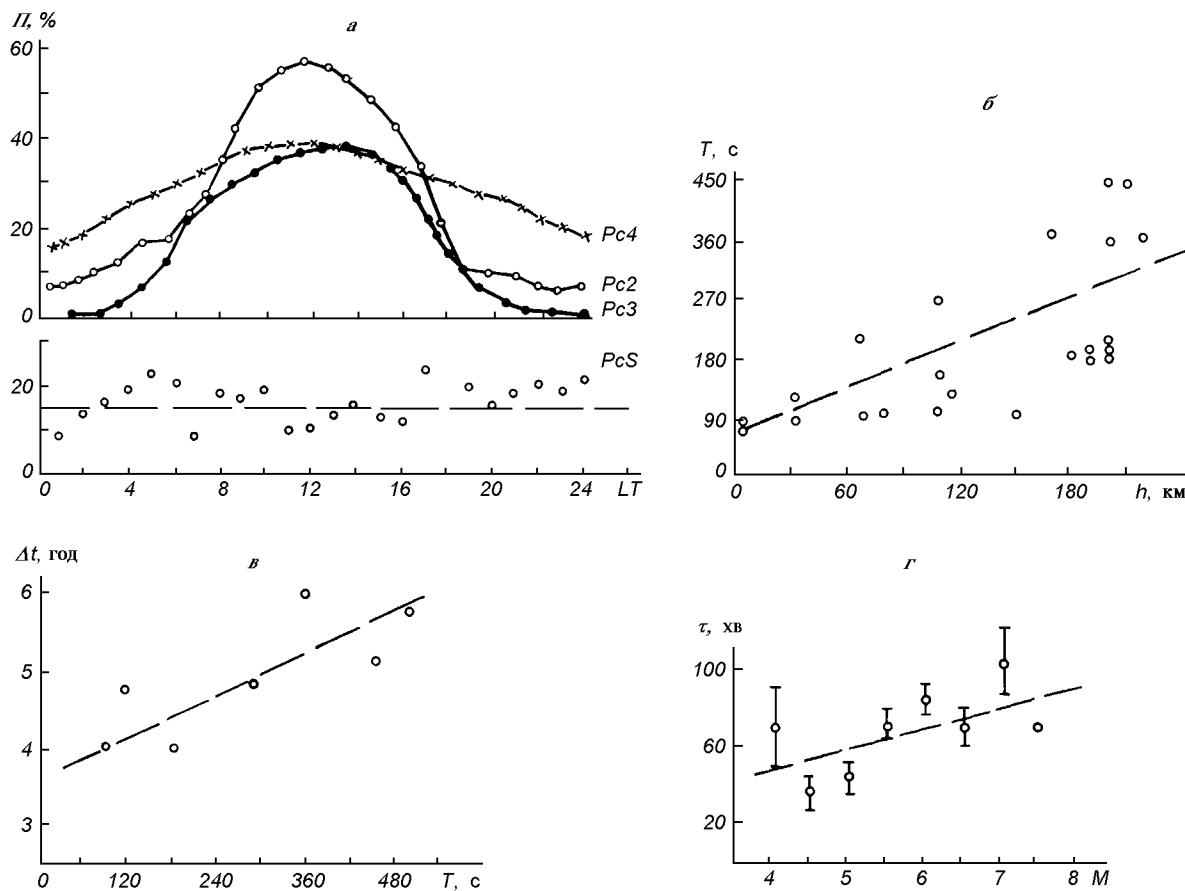


Рис. 4 Статистичні залежності між деякими параметрами пульсацій PcS і землетрусами: а — добовий хід пульсацій $Pc2$, $Pc3$, $Pc4$ і PcS ; б — залежність між періодом T пульсацій і глибиною h вогнища землетрусу, в — залежність між періодом T пульсацій та інтервалом часу Δt до землетрусу, г — залежність між тривалістю τ пульсацій і магнітудою землетрусу

кають дані про збудження сплесків пульсацій перед землетрусами незалежно від розташування їх вогнища.

Виявлено зв'язки землетрусів з такими явищами, як аномальне збільшення інтенсивності електромагнітного випромінювання в іоносфері (Рахимов и др., 1991), зміни параметрів іоносферного шару F_2 , зокрема збільшення електронної концентрації (Гохберг и др., 1988), збільшення середнього рівня інтенсивності варіацій складових геомагнітного поля та ін. Такі зміни параметрів різних ділянок магнітосфери в зв'язку з землетрусами показують, що вказані вище прояви пульсацій не є випадковими явищами.

Довготривалі неперервні спостереження коротко-періодних пульсацій на регіональній електромагнітній станції в м. Корець ($\varphi = 50^{\circ}40'$, $\lambda = 27^{\circ}10'$) в попередні роки дозволили детально вивчити морфологію та закономірності прояву різних типів пульсацій. Проаналізувавши літературні дані про

зв'язки пульсацій з землетрусами та співставивши описані там прояви з даними станції «Корець», ми запропонували інший підхід до дослідження таких явищ. Зокрема, ми не розглядаємо поодинокі випадки сильних землетрусів і появу перед ними пульсацій, а попередньо виділяємо і досліджуємо особливості специфічних пульсацій, які не мають характерних для різних типів короткоперіодних коливань добових ходів (Нашида, 1980).

За більш як десятирічний період спостережень в м. Корець (1969—1980 рр.) складено каталог таких сплесків пульсацій, які ми позначили індексом PcS , вперше введеним в статті (Гогатишвили, 1984). В каталозі зазначено день і час прояву пульсацій та основні їх морфологічні ознаки: період коливань T , с, тривалість сплеску τ , хв. Для характеристики інтенсивності введена якісна оцінка у вигляді трьох категорій, зокрема до категорії «А» заражовані дуже чіткі пульсації підвищеної інтенсивності, до категорії «В» заражовані найбільш поширені спле-

ски, індексом «С» позначені слабкі прояви пульсацій.

Слід відзначити, що більшість сильних землетрусів відбувається в магнітозбурені дні, коли спектр частот пульсацій дуже широкий, що утруднює виділення специфічних сплесків. Тому були вибрані магнітоспокійні дні та складено каталог PcS, які з'явилися в ці дні. Всього за вказаній період виявлено 250 сплесків PcS. В основному це пульсації типу Pc4-Pc5 тривалістю збурення не більше двох годин.

За попередніми даними спектр періодів виділених пульсацій PcS не залежить від рівнів магнітної та сонячної активності, а кількість проявів в середньому за рік пропорційна річному рівню сейсмоактивності.

Основною морфологічною ознакою пульсацій PcS є рівномірний розподіл частоти їх прояву протягом доби, що різко відрізняється від загальновідомих статистичних закономірностей добового розподілу різних типів короткоперіодних коливань. Для ілюстрації на рис. 4, а показано добові розподіли частоти проявів пульсацій регулярного режиму типів Pc2-Pc4 і PcS, які зовсім не зв'язані з певним проміжком доби.

Складений каталог PcS зіставлено з даними сейсмологічних бюллетенів. При зіставленні визначався інтервал часу Δt між появою пульсації і моментом землетрусу, причому враховувався перший в часі зареєстрований землетрус з магнітудою більше 4. Величини Δt розподіляються в інтервалі від 1 до 7 год практично з однаковою ймовірністю. Виявлено середньостатистичну лінійну залежність величин Δt від періоду пульсації T (рис. 4, в). На графіку нанесені середні значення Δt в годинах за інтервалами періодів. В інтервалі усереднено по 30—50 окремих значень.

Серед інших характеристик, які увійшли в каталог, привертає увагу лінійна залежність між тривалістю τ прояву PcS і магнітудою наступного землетрусу (рис. 4, г). Тут також використано усереднені дані — тривалість сплесків PcS усереднювалася по інтервалах M з кроком 0.5.

Виявлено кореляцію між періодом пульсацій і глибиною вогнища землетрусу. В цілому ця кореляція незначна. Але для окремих зон сейсмічної активності вона простежується досить помітно. Для прикладу на рис. 4, б показана залежність періоду PcS від глибини вогнища землетрусів, зареєстрованих на території Афганістану. Видно лінійне збільшення періоду пульсацій в залежності від глибини вогнища землетрусу. Аналогічно лінійні співвідношення одержані для інших зон сейсмічності (Японія, Індонезія), хоч в каталогах дані про

глибину вогнища відсутні.

Відомо, що короткоперіодні коливання геомагнітного поля регулярного режиму є резонансними — вони генеруються в специфічних за електрофізичними параметрами порожнінах (резонаторах) магнітосфери. Тоді період коливань певною мірою залежить від ефективних розмірів ділянки збудження. Виявлені кореляційні зв'язки вказують, що чим глибше розміщене вогнище землетрусу, тим більша ділянка специфічного збурення в магнітосфері і тим раніше вона виникає. А від енергії процесу розрядки напруження в Землі залежить тривалість процесу збурення в магнітосфері.

Необхідно відзначити, що запропонований статичний підхід для виявлення зв'язків короткоперіодних коливань геомагнітного поля з землетрусиами показав можливість отримати якісні та кількісні оцінки тих фізичних параметрів, які зумовлюють взаємоплив процесів наближення землетрусів і специфічних явищ в магнітосфері Землі. Все це вимагає збільшення обсягів досліджень, зокрема проведення аналізу PcS в магнітозбурені дні, що не тільки значно збільшить кількість даних, але і дозволить оцінити вплив параметрів магнітної та сонячної активності.

Значним кроком вперед в цих дослідженнях буде використання сучасного цифрового ферозондового магнітометра ЛЕМІ-003, який дасть можливість виділяти пульсації типу PcS більш обґрунтовано, ніж по аналогових стандартних магнітограмах з розгорткою 20 мм/год. В 1996 р. така апаратура встановлена на режимній станції «Н. Селище» і розпочаті експериментальні дослідження в неперевному режимі.

Вказані вище напрямки комплексу наземного електромагнітного моніторингу вже частково здійснюються на Карпатському полігоні і потребують як подальшого уточнення методики і автоматизації робіт, так і переходу на режим роботи в реальному масштабі часу. Цей електромагнітний комплекс повинен доповнюватися іншою гео-фізичною інформацією (сейсмологічні і деформаційні спостереження), метеоданими, системою GPS-спостережень.

Цікава можливість проведення пошуку кореляції наземних та космічних електромагнітних явищ, пов'язаних з сейсмічною активністю, виникає в зв'язку з виведенням на орбіту в 1995 р. супутника «Інтербол». На борту цього супутника активно працює комплекс АСПИ, до якого входить система з українського та німецького магнітометрів, що покривають разом смугу частот від постійної складової до 2000 Гц (Klimov et al., 1995). Попереду великий обсяг робіт над розшифровкою та оброб-

кою потоку даних, що поступає через Центрдалекого космічного зв'язку в м. Євпаторії.

Безумовно, організація комплексних наземних і космічних електромагнітних спостережень в Україні, які не мають аналогів в світовій практиці, дозволить отримати нову цікаву наукову інформацію про аномальні явища сейсмотектонічної природи, що буде певним кроком вперед у вирішенні проблеми прогнозу сейсмічної небезпеки.

- Абдуллабеков К. Н. Электромагнитные явления в земной коре. — Ташкент: Фан, 1989.—232 с.
- Гогатишвили Я. М. Геомагнитные предвестники интенсивных землетрясений в спектре геомагнитных пульсаций с частотами 1—0.02 Гц // Геомагнетизм и аэрономия.—1984.—21.—С. 697—700.
- Голиков Ю. В., Д'Коста, Пилипенко В. А. Геомагнитные пульсации возбуждаемые при сильных землетрясениях // Геомагнетизм и аэрономия.—1985.—25.—С. 824—828.
- Гохберг М. П. (ред.) Поиск электромагнитных предвестников землетрясений. — М.: Ин-т физ. Земли, 1988.—243 с.
- Гохберг М. Б., Кустов А. В. и др. О возмущениях в F-области ионосферы перед сильными землетрясениями // Изв. АН СССР. Физики Земли.—1988.—№ 4.—С. 12—20.
- Друмя А. В., Шебалин Н. В. Землетрясение: где, когда, почему? — Кишинев: Штиинца, 1985.—194 с.
- Зубков С. И., Мигунов И. И. О времени возникновения электромагнитных предвестников землетрясений // Геомагнетизм и аэрономия.—1975.—15, № 6.—1070 с.
- Каталог импульсных электромагнитных предвестников землетрясений. — М.: АН СССР (Ин-т физ. Земли), 1991.—127 с.
- Коцаренко М. Я., Корепанов В. Е., Івченко В. М. Дослідження іоносферних провісників землетрусів (експеримент «Попередження») // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 96—99.
- Кузнецова В. Г. Изучение геодинамических процессов и предвестников землетрясений в Карпатах на основе тектономагнитных исследований // Прогноз землетрясений. — Душанбе—Москва: Доныш, 1986.—7.—С. 219—233.
- Ларкина В. И., Мигулин В. В., Молчанов О. А. и др. Статистические особенности возбуждения низкочастотных излучений в верхней ионосфере над районами землетрясений. — М., 1987.—22 с.—(Препринт / АН СССР. ИЗМИРАН; № 16 (705)).
- Мавлянов Г. А., Уломов В. И., Абдуллабеков К. Н. и др. Аномальные вариации геомагнитного поля в восточной Фергане — предвестник Алайского землетрясения

2.XI.1978 г. // Докл. АН СССР.—1979.—246, № 2.—294 с. Нишида А. Геомагнитный диагноз магнитосфери. — М.: Мир, 1980.—С. 220—224; С. 230—234.

Пархоменко Э. И., Бондаренко А. Т. Электропроводность горных пород при высоких давлениях и температурах. — М.: Наука, 1972.—279 с.

Пустовитенко Б. Г., Кульчицкий В. Е., Горячун А. В. Землетрясения Крымско-Черноморского региона. — Киев: Наук. думка, 1989.—192 с.

Рахимов И. А., Ризаев К. И., Ханбердиев А. и др. Волновые возмущения электронного содержания ионосферы в период повышенной сейсмической активности // Ионосферные эффекты землетрясений АН ТССР. — Ашхабад, 1991.—С. 14—15.

Рикитаке Т. Предсказание землетрясений. — М.: Мир, 1979.—338 с.

Садовский М. А. (ред.) Электромагнитные предвестники землетрясений. — М.: Наука, 1982.—88 с.

Харитонов О. М., Костюк О. П., Кутас В. В. и др. Сейсмичность территории Украины // Геофиз. журн.—1996.—18, № 1.—С. 3—15.

Klimov S., Romanov S., Amata E., et al. ASPI experiment: Measurements of fields and waves onboard the INTERBALL-TAIL mission. INTERBALL. Mission and Payload, CNES-IKI-RSA, 1995, P. 120—152.

Корепанов В., Кузнецова В., Максимчук В. Tectonomagnetic investigations as ground support of space earthquake prediction experiment // Electromagnetic phenomena related to earthquake prediction. — Tokyo: Terrapub, 1994.—P. 489—491.

Verbitsky T. Z., Kuznetsova V. G., Somov V. J. The results of complex investigations on the Carpathian geodynamic polygon // J. Geodynamics.—1988.—9.—P. 177—186.

GROUND-BASED OBSERVATIONS FOR STUDYING ANOMALOUS ELECTROMAGNETIC PHENOMENA RELATED TO EARTHQUAKES

V. G. Kuznetsova, V. Yu. Maksymchuk,
Yu. M. Horodys'kii, and F. I. Siedova

The physical background of origination of anomalous electromagnetic phenomena related to earthquakes are discussed. We demonstrate that it is possible to recognize anomalies preceding earthquakes on the basis of careful experimental investigations. The main aspects of the methodology of the necessary ground-based electromagnetic monitoring are developed for the search of correlations between ground and cosmic electromagnetic phenomena.

УДК 523.4

Особенности геологии планет разного состава

Н. Н. Евсюков

Харківський державний університет

Надійшла до редакції 06.09.96

Розглянуті особливості складу та геологічної будови планет Сонячної системи. Загальним для геологічної еволюції силікатних та льодяних планет є: формування первинних однорідних за складом в горизонтальному напрямі літосфер з дуже кратерованою поверхнею; появі систем тектонічних розломів різного масштабу та тріщинний площацій вулканізм. Основні відмінності геології планет різного складу проявляються в наступному: на силікатних планетах з'являється неоднорідна за складом кора — базальтова океанічна та польовошпатна континентальна; для льодяних планет характерний режим глобального розширення, що приводить до формування численних систем тектонічних розломів різного масштабу; вулканізм центрального типу характерний лише для силікатних планет з високою активністю ендогенних процесів.

ВВЕДЕНИЕ

Планеты — это космические тела в конденсированном состоянии с гидростатически уравновешенной поверхностью фигуры, разделенные в результате гравитационной дифференциации на оболочки. Оболочки различаются химическим, минералогическим составом либо агрегатным состоянием. Газовые компоненты могут формировать лишь сравнительно тонкую оболочку планеты — атмосферу — либо отсутствовать вовсе.

Верхний предел масс планетных тел составляет примерно $0.01M_{\odot} \approx 10^{31}$ г и определяется переходом в состояние коричневых карликов, для которых характерно вырожденное состояние вещества и возможность очень медленного термоядерного горения водорода.

Нижний предел масс планет связан с возможностью гравитационного преодоления предела фундаментальной прочности их вещества (Слюта, Воропаев, 1993); для ледяных планет получен минимальный диаметр в диапазоне 300—400 км. Реально встречаются ледяные планеты диаметром около 400 км (Мимас, $M = 3.8 \cdot 10^{22}$ г, Протей). Среди

силикатных планет минимальный диаметр имеет Веста — около 520 км; ее масса — около 10^{23} г. Меньшие тела имеют неправильную форму, недифференцированы и относятся к классам астероидов, комет и других малых космических тел.

СОСТАВ ПЛАНЕТ

Планеты состоят из нескольких групп веществ, способных в результате гравитационной дифференциации обособляться и формировать отдельные оболочки (Флоренский и др., 1981).

В I группу включают истинно летучие вещества H_2 , He , Ne , которые в протопланетном облаке находились в газообразном состоянии. Эти вещества конденсируются из газа при температурах ниже 10 К либо при более высоких температурах в условиях высоких давлений.

Во II группу входят льды H_2O , CH_4 , NH_3 и их клатраты, а также N_2 и Ar . Газы конденсируются в лед при температурах ниже 200 К: H_2O — при 180 К, NH_3 при 110 К переходит в кратрат $NH_3 \cdot H_2O$, CH_4 при 90 К переходит в кратрат

$\text{CH}_4 \cdot 8\text{H}_2\text{O}$, при 60 К образуются льды CH_4 и Ar .

Третья и четвертая группы веществ входят в тяжелый компонент планет. III группу образуют силикаты, состав которых можно представить совокупностью окислов Si, Mg, Al, Ca, Na, K. При температуре ниже 700 К в состав силикатов входят и окислы железа. Наиболее тугоплавкий силикат — геленит $\text{Ca}_2\text{Al}_2\text{SiO}_7$ при давлении 10^{-2} бар* имеет температуру конденсации около 1700 К.

В IV группу входят сплавы металлического железа с Ni, Co, Cr. При давлении в туманности ниже $5 \cdot 10^{-5}$ бар железо конденсируется после силикатов энстатита и форстерита при температуре ниже 1350 К. При более высоком давлении конденсация железа опережает конденсацию силикатов, за исключением малораспространенного геленита. При давлении 10^{-1} бар температура конденсации железа (около 1700 К) на 80 К выше температуры конденсации форстерита. Это обстоятельство наряду с сильным различием физических свойств железа и силикатов привело к разделению металлической и силикатной фазы уже на первичной стадии конденсации протопланетной туманности.

При температуре около 700 К появляется FeS , при температуре около 500 К железо полностью окисляется до FeO . При температуре ниже 350 К происходит гидратация силикатов.

Согласно расчетам Cameron and Pine (1973), которые согласуются с данными по составу метеоритов, земных и лунных пород, начальная температура в районе Меркурия могла достигать 1500 К при давлении 10^{-2} бар, в районе Марса — 400 К при давлении 10^{-3} бар, в районе Юпитера — 250 К при давлении 10^{-5} бар и в районе Нептуна — 50 К при давлении 10^{-7} бар. При формировании спутников планет дополнительный разогрев со стороны центрального тела заметен только в системе Юпитера. К концу образования спутников температура на орбите Ио понизилась до 300—400 К, а на орбите Амальтеи — до 600—1200 К (Поллак, Фанейл, 1986).

В соответствии с ходом температуры в протопланетном облаке с расстоянием до Солнца изменялся и состав формирующихся планет. Газовый компонент (H_2 и He) вообще не мог конденсироваться в протопланетном облаке, но был захвачен наиболее массивными планетами в зоне низких температур — Юпитером и Сатурном, — сохранив подобный солнечному химический состав вещества. Будучи в надkritическом состоянии, молекулярный водород в недрах этих планет находится в жидкому состоянии, но не образует фазовой границы с атмосфе-

рой. При давлении около 3 Мбар водород переходит в атомарную форму жидкого металлического водорода.

Менее массивные планеты — гиганты Уран и Нептун — не смогли захватить в заметном количестве водород и гелий, и их доля в массе планет не превышает 3—6 %. В основном же эти планеты, как и меньшие планетные тела в зоне низких температур, состоят из льдов H_2O , CH_4 и NH_3 . Тяжелый компонент, формирующий ядра Урана и Нептуна, по массе достигает 25 %, ледяной: H_2O — 40 %, CH_4 — 23 %, NH_3 — 9 % (Жарков, Трубицын, 1980). Эти планеты также находятся в газожидком состоянии.

В зоне высоких температур планеты не смогли удержать в заметном количестве и ледяной компонент. Лишь на Земле и Марсе есть вода, войдя первоначально в состав гидратированных силикатов. Состоят эти планеты в основном из тяжелого компонента — металлического ядра из Fe и FeS и силикатной оболочки. Полная доля железа в составе Меркурия достигает 64 %, Венеры и Земли — 32 %, Марса — 26 % (Жарков, 1983). Луна потеряла большую часть железа, и его содержание не превышает 14 %. FeS входит в состав ядра Земли (около 10 % по массе), а ядро Марса может полностью состоять из FeS либо из сплава Fe-FeS примерно в равном отношении.

На расстоянии 0.2 а. е. от Солнца, где могла бы сформироваться согласно закону планетных расстояний еще одна планета, температура достигала 1700 К при давлении 10^{-2} бар. Такая планета состояла бы почти целиком из железа, перекрытого тонкой оболочкой из наиболее тугоплавких минералов — мелилита (включая геленит), первовскита CaTiO_3 и шпинели MgAl_2O_4 . Ассоциация мелилит-шпинель-перовскит обнаружена в углистых хондриях. В район астероидного пояса эти вещества в виде хондр, видимо, были перенесены конвекцией в протопланетном облаке. Возможен и перенос небольших металлических частиц этим способом. Это могло стать причиной отсутствия планеты внутри орбиты Меркурия, хотя расстояние 0.2 а.е. $\approx 43R_{\odot}$ приемлемо для существования планеты.

Оболочки, составленные из указанных групп веществ, в планетах могут разделяться на дополнительные слои. Как уже отмечалось, молекулярный водород в планетах-гигантах при давлении около 3 Мбар переходит в состояние металлического водорода.

Для толстых ледяных оболочек характерен лед

* 1 бар = 10^5 Па

H_2O . При температурах в недрах ниже 200 К может существовать клатрат $\text{NH}_3 \cdot \text{H}_2\text{O}$, при $T < 100$ К — клатраты с участием молекул CH_4 , N_2 , CO , Ar и др.

При давлениях свыше 6 кбар клатраты диссоциируют. Освобожденные молекулы CH_4 и N_2 могут образовать эвтектическую систему с очень низкой температурой плавления и в виде диапиров всплывать в верхние горизонты планеты.

Лед H_2O в недрах ледяных планет может существовать во многих полиморфных модификациях, образуя соответствующие слои. При давлении около 2 кбар лед I переходит в лед II, при давлении 4 кбар образуется лед V, при давлении 6.5 кбар — лед VI. При давлениях свыше 12 кбар может образоваться лед VIII, но при температуре выше 270 К и давлении выше 21 кбара вместо него образуется лед VII. При подходящих температурных условиях в слоях льдов I, II, V содержатся клатраты и льды другого состава (Шумейкер, 1986).

Наиболее сложным составом обладают силикаты. Только в силикатной оболочке концентрируются радиоактивные элементы U, Th и K^{40} . В результате гравитационной дифференциации эта оболочка разделяется на кору и мантию. Корка может состоять из аортозитов, базальтов, а в случае Земли — и из гранитоидных пород. В мантии выделяют три оболочки — верхнюю и нижнюю мантию и переходную зону, границы между которыми определяются фазовыми переходами в силикатах. Характер дифференциации тяжелого компонента и льдов в ядрах планет-гигантов при давлениях до 100 Мбар детально не обсуждается, поскольку для этого недостаточно экспериментальных данных.

Металлические ядра планет могут разделяться на две оболочки, различающиеся агрегатным состоянием либо составом: железо и сплав Fe-FeS.

Судя по составу Юпитера, масса газового компонента ($\text{H}_2 + \text{He}$) в составе планет может достигать 96 %. В составе Урана и Нептуна нет, видимо, потерю тяжелого компонента и льдов — на долю тяжелого компонента приходится около 25 % массы, соотношение масс льдов H_2O , CH_4 и NH_3 равно 41 : 24 : 10. Тяжелый компонент полностью сохранился на Земле и Венере. Соотношение масс силикатов и железа близко к 68 : 32.

Таким образом, на долю железа, которое сохраняется во всех планетах (кроме Луны), приходится минимальная масса. На долю силикатов, которые частично теряются только в зоне Меркурия, приходится масса примерно в два раза большая. При отсутствии потерь масса льдов может в три раза превысить массу тяжелого компонента. Масса газо-

вого компонента может примерно в 25 раз превысить массу остальных компонентов.

ТИПЫ ПЛАНЕТ

Потеря различных групп веществ в зонах формирования планет происходила в следующей последовательности: водородно-гелиевый компонент, льды, силикаты и железо-никелевый сплав. Поскольку масса каждой верхней сохранившейся оболочки планеты существенно превышает суммарную массу всех внутренних оболочек, в составе планеты может преобладать любая из указанных групп веществ. Поэтому по составу планеты можно разделить на четыре типа: водородно-гелиевые, ледяные, силикатные и металлические.

В Солнечной системе водородно-гелиевыми являются планеты Юпитер и Сатурн. К ледяным следует отнести Уран, Нептун, Плутон и большинство регулярных спутников планет-гигантов. Силикатными планетами являются Земля, Венера, Марс, Ио, Луна, Европа, Церера и Веста. К металлическим планетам можно отнести лишь Меркурий, хотя сохранившаяся часть силикатной оболочки у него значительна.

Главным фактором, который определяет состав планет, является температура протопланетной туманности в зоне формирования планеты. С температурой коррелирует и газовое давление. Масса планеты существенна только для водородно-гелиевой оболочки — лишь массивные планеты-гиганты способны удержать эти вещества. Однако и здесь температура остается определяющим фактором — массы ядер из тяжелого компонента и льдов для Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна составляют соответственно: 13; 27; 13.7 и 16.7 масс Земли (Жарков, Трубицын, 1980), а сохранена в максимальной мере эта оболочка лишь у Юпитера.

Другим фактором, который определяет тип планеты, является ее геология. Основная цель геологии — изучение пространственной неоднородности планеты, как горизонтальной, так и вертикальной, и эволюции этой неоднородности во времени. Лишь твердые оболочки планеты способны сохранять структуры, возникшие в разное время, и лишь структуры поверхности доступны для многопланового изучения даже дистанционными методами. Поэтому основная геологическая информация о планетах поступает из анализа их изображений, полученных космическими дистанционными методами. Лишь для Земли, Луны, Венеры и Марса существенно применение прямых методов геологического анализа — сейсмического зондирования,

изучения образцов пород и др. По мере совершенствования методов вертикального зондирования Земли геологическому изучению подвергаются все более глубокие ее слои. Так сейсмическая томография позволяет изучать структуру океанических плит, погружающихся в мантию до глубины около 700 км. Подобные методы для других планет пока недоступны.

Основные геологические понятия неприменимы для газожидких планет-гигантов. Такие планеты однородны в горизонтальном направлении, у них отсутствует не только рельеф, но и поверхность раздела с атмосферой. Поэтому, несмотря на различия в составе, их объединяют в один тип — планеты юпитеровой группы.

Остальные планеты имеют твердые верхние оболочки — литосфера, которые подстилаются слоем с пониженной вязкостью — астеносферой. Границы этих слоев не совпадают с границами химико-минералогических оболочек. В некоторых случаях на поверхностях планет сохраняются тонкие слои из вещества потерянной оболочки. Хотя Меркурий смог сохранить лишь четвертую часть массы своей силикатной оболочки, толщина ее достаточно велика (700 км), чтобы в ней могли протекать геологические процессы, характерные для силикатных планет. Поэтому Меркурий относят к силикатным планетам земной группы. Остаток ледяной оболочки на Земле — жидкий водный океан со средней глубиной около 4 км не скрывает рельеф континентов, да и рельеф океанического дна изучен достаточно хорошо. Гидросфера и атмосфера Земли для геологии представляет интерес в основном с точки зрения их взаимодействия с литосферой планеты. В то же время слои твердого льда в полярных и горных районах Земли, так же как и криолитосфера Марса, попадают в круг интересов геологии.

Максимальную долю ледяной оболочки среди силикатных планет смогла сохранить Европа. Хотя большая часть льда H_2O вошла в состав гидратированных силикатов, толщина ее чисто ледяного слоя достигает 20 км и он полностью скрыл рельеф силикатной оболочки (Луккитта, Содерблом, 1986). Геология ледяной коры Европы разительно отличается от геологии других силикатных планет и существенно ближе к геологии ледяных планет. Поэтому Европу следует отнести к ледяным планетам.

Геология планет с толстыми ледяными оболочками лишь частично сходна с геологией силикатных планет (ударное кратерирование, некоторые черты тектоники), но по действию эндогенных процессов сильно отличается. Поэтому иной состав и иная геология этих планет требуют их объединения в

группу ледяных планет. Другие типы планет называются по имени наиболее массивного представителя группы. Среди ледяных планет с твердыми поверхностями наибольшей массой обладает Ганимед. Поэтому можно говорить о ледяных планетах ганимедовой группы. Среди них лишь Плутон является самостоятельной планетой, а остальные — спутники планет юпитеровой группы (и Плутона). Последнее обстоятельство существенно влияет на геологию таких планет.

Таким образом, планеты Солнечной системы можно разделить на три типа. Планеты юпитеровой группы характеризуются большой массой, газожидким состоянием и существенным содержанием в их составе водородно-гелиевого компонента. Планеты земной группы отличаются силикатным составом их наружных оболочек, которые лишь частично могут быть перекрыты водой в жидкой или твердой фазе либо, в случае Ио, серой и льдом SO_2 . Для планет ганимедовой группы характерен ледяной состав их наружных оболочек, иногда загрязненных вблизи поверхности метеоритным либо органическим веществом.

ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ ГЕОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

По положению источников энергии и области действия факторов и сил (поверхность или недра планеты) геологические процессы на планетах разделяют на экзогенные и эндогенные.

Важным экзогенным фактором эволюции планет является тепловое излучение Солнца. Созданный им градиент температуры в протопланетной туманности определил состав планет, а в современную эпоху поддерживает существование подвижных оболочек силикатных и ледяных планет — атмосфер, гидросферы Земли и криолитосфер (мерзлотных пород). Действие этого фактора сейчас ограничено формированием осадочных пород в результате воздействия подвижных оболочек на твердую подложку.

Другим экзогенным фактором, действующим на протяжении всей эволюции планет с уменьшающейся интенсивностью, является метеоритная бомбардировка поверхностей планет. Этот фактор сформировал рельеф первичной коры планет в эпоху мощной послеаккреционной бомбардировки (ранее 3.9 млрд лет назад) и заметно повлиял на рельеф обновленных в результате действия эндогенных процессов участков коры в более позднее время.

Менее универсальным источником энергии гео-

логических процессов является приливной разогрев. Этот фактор может очень мощно действовать при наличии гравитационных резонансов (Ио) и весьма слабо в других случаях. Энерговыделение может происходить в разных зонах планеты — от поверхности (шельфовые моря на Земле) до больших глубин (приливные лунотрясения на глубине 700—900 км). В первом случае этот фактор относят к экзогенным, а во втором — к эндогенным.

Среди эндогенных источников энергии главным является распад радиоактивных элементов U, Th и K⁴⁰, концентрирующихся в силикатных оболочках планет. При гравитационной дифференциации происходит концентрация этих элементов в наименее плотных компонентах, составляющих коры и верхние мантии силикатных оболочек.

Другим эндогенным фактором является гравитационная дифференциация планет, концентрирующая более плотные вещества ближе к их центру. Если таким способом происходило формирование металлических ядер в силикатных планетах, выделенная энергия могла полностью расплавить планеты. Более вероятна модель быстрой аккумуляции планет за время 10³—10⁷ лет (Токсоц, Джонстон, 1975). В этой модели заметная дифференциация из-за сильного нагрева происходит уже во время самого процесса аккумуляции. Не исключают и гетерогенную аккумуляцию планет — вначале концентрировались преимущественно металлические ядра, а при снижении температуры в туманности происходило формирование силикатных оболочек. Менее существенным источником энергии являются фазовые переходы в силикатных и ледяных оболочках.

Для планет-гигантов основным источником их нагрева является гравитационное сжатие. Этот фактор все еще продолжает действовать в этих планетах, за исключением наименее массивного Урана (Жарков, Трубицын, 1980). Для других планет этот фактор существенен в период аккумуляции.

ГЕОЛОГИЯ СИЛИКАТНЫХ ПЛАНЕТ

ФОРМИРОВАНИЕ ПЕРВИЧНЫХ КОР

Наиболее адекватно общий характер геологической эволюции силикатных планет описывается полной тепловой энергией планет как функцией времени (Токсоц, Джонстон, 1975). Совокупность данных о возрастах земных, лунных пород и метеоритов указывает, что Солнечная система сформировалась

около 4.6 млрд лет тому назад. Выделение гравитационной энергии при быстрой аккумуляции планет земной группы за время 10³—10⁷ лет и распад радиоактивных элементов в силикатных оболочках обеспечили частичное плавление мантий и формирование первичных кор планет (механизмы образования небазальтового состава кор силикатных планет остаются неясными). Ко времени 4.4 млрд лет тому назад первичные литосфера планет стали достаточно жесткими, чтобы сохранять без гравитационной релаксации ударные кратеры. Мощная бомбардировка поверхностей планет земной группы завершилась около 3.9 млрд лет тому назад. Популяция бомбардировавших тел была единой для этих планет и отличной от популяций, действовавших в районе планет-гигантов (Воронов и др., 1986). Период интенсивной бомбардировки завершился около 3.9 млрд лет тому назад выпадением на Луну и другие силикатные планеты крупных тел, образовавших многокольцевые ударные бассейны. К этому времени завершился и первичный магматизм планет, в результате которого были залиты днища крупных кратеров и межкратерные пространства. Астеносфера (источники магмы) располагались не глубоко, и излившиеся лавы мало отличались по составу от вещества первичных кор. Образование бассейнов, при котором литосфера пробивалась до глубины около 100 км, уже не сопровождалось магматизмом.

Эти первичные коры планет хорошо сохранились на Луне и Меркурии. На Марсе около половины поверхности позже было преобразовано эндогенными процессами. На Земле эта кора была преобразована полностью. На Венере она тоже не сохранилась — тессеры являются скорее аналогами земных континентов, чем лунных (Базилевский, Хэд, 1995а, 1995б).

Остается нерешенным вопрос о составе первичных кор (Флоренский и др., 1981). На Луне кора состоит преимущественно из анортозитов (основной минерал — кальциевый плагиоклаз анортит) и включает другие основные породы — нориты, троктолиты (АНТ-породы). Тот же состав имеет, вероятно, и кора Меркурия. По данным Жаркова (1983, с. 382), тугоплавкий анортит вслыхивает в безводных магмах, а в водосодержащих — тонет. Если этот фактор определяющий, то такая кора могла возникнуть на безводной Венере, но на Земле и Марсе первичная кора должна иметь другой состав. Никаких остатков первичной коры на Земле не сохранилось, а на Марсе она занимает около половины поверхности. Другая более молодая половина марсианской коры состоит из базальтов, сильно преобразованных вблизи поверхности в осадочные

породы типа глинистых (монтмориллонит). Эта базальтовая часть коры занимает более низкий гипсометрический уровень, чем первичная кора, и это характерно для всех силикатных планет. Следовательно, первичная марсианская кора сложена менее плотными породами, чем базальты. Известны два типа такой коры с высоким содержанием полевых шпатов: лунная анортозитовая кора, содержащая кальциевый полевой шпат анортит, и земная гранитоидная кора, содержащая в значительном количестве калиевый полевой шпат. Однако эта земная континентальная кора явилась результатом преобразования базальтовой коры (возможно, вторичной) под действием гидросфера, атмосферы и биосфера в осадочные породы, а затем под действием метаморфизма и гранитизации — в гранитоидные породы типа гнейсов (Муратов, 1975). На Земле этот процесс протекал в период 3.8—2.5 млрд лет тому назад и, возможно, является уникальным для Солнечной системы. Поэтому более вероятно, что марсианская первичная кора все же сложена АНТ-породами. Тогда не исключен такой состав и для земной первичной коры. Альтернативой здесь является базальтовый состав первичной коры.

Таким образом, с определенной долей уверенности можно утверждать, что первый этап геологического развития силикатных планет завершился около 4 млрд лет тому назад формированием первичных анортозитовых кор с рельефом, сформированным мощными ударными процессами и первичным магматизмом, почти не изменившим состав кор из-за мелкого залегания очагов магмы.

ПЛОЩАДНОЙ БАЗАЛЬТОВЫЙ ВУЛКАНИЗМ

На втором этапе геологической эволюции планет земного типа произошли обширные излияния базальтовых лав посредством трещинного вулканизма. Источником энергии этого процесса явились распад радиоактивных элементов U, Th и K⁴⁰, сконцентрированных в верхних горизонтах силикатных оболочек, и формирование железных ядер планет. Развитие этого процесса во времени было различным на разных планетах в соответствии с изменением полной тепловой энергии планет как функции времени (Токсоц, Джонстон, 1975).

На Луне, сильно обедненной железом (полное его содержание не превышает 14 % массы планеты), действовал только первый источник энергии и максимальное тепловыделение происходило в первый миллиард лет ее эволюции. После этого Луна остыла, причем с максимальной для такого типа

планет скоростью. Последнее обстоятельство определяется минимальной среди этих планет массой силикатной оболочки и ядра. Площадной базальтовый вулканизм или морской период на Луне продолжался с 3.8 по 3.1 млрд лет тому назад. За это время литосфера утолщилась от 140 до 280 км. В начале этого периода с глубины около 100 км изливались обогащенные титаном ильменитовые базальты, а в конце периода — с глубины 200—400 км — обедненные титаном оливиновые базальты (Хейс, Уолкер, 1975). Результатом явилось формирование преимущественно на видимой стороне Луны, где толщина коры была минимальной (около 60 км), морской поверхности: базальты заполнили крупные кольцевые бассейны (круговые моря) и понижения в рельефе (неправильные моря и Океан Бурь). Полностью произошла базификация коры, вероятно, лишь в местах, где она была разрушена ударами, а на остальной морской поверхности толщина базальтового слоя не превосходит 20 км и он располагается на анортозитовом основании. Базальты покрывают около 15 % поверхности Луны.

На исследованной половине поверхности Меркурия проявления площадного базальтового вулканизма заметны лишь на поверхности единственного крупного бассейна — бассейна Жары. Согласно моделям тепловой истории этой планеты существенный вклад в энергетику эндогенных процессов внесло формирование обширного железного ядра в течение первых 1.5 млрд лет эволюции планеты. Высокий уровень тепловыделения здесь сохранялся дольше, чем на Луне, — в период от 4 до 2.5 млрд лет тому назад. Затем планета остыла со скоростью несколько ниже скорости остыивания Луны. Выделение столь крупного железного ядра (64 % массы планеты) привело к уменьшению радиуса планеты на 1—2 км и возникновению в коре режима сжатия. Специфическим для Меркурия стало образование эскарпов — уступов протяженностью от нескольких десятков до более чем 500 км и высотой до 3 км. Другой особенностью Меркурия является максимальная для планет земного типа степень концентрации железа в ядре, так что излившиеся базальты содержат мало железа и по альбедо мало отличаются от материка.

Тепловая эволюция Марса происходила более медленно, чем для Луны и Меркурия. Максимальное тепловыделение достиглось в период 2.5—0.5 млрд лет тому назад. Этот период сопровождался появлением на глубине выше 500 км зоны плавления сухих силикатов. Однако на более раннем этапе распад радиоактивных элементов и выделение ядра с составом Fe-FeS в первый миллиард

лет эволюции привели к плавлению водосодержащих силикатов на меньших глубинах. Базальтовый площадной вулканизм полностью преобразовал первичную кору в северном полушарии. Этот период начался около 4 млрд лет тому назад и практически завершился около 2 млрд лет тому назад (Флоренский и др., 1981). Хотя механизм замены первичной коры базальтовой корой остается неясным, низкий гипсометрический уровень северных базальтовых равнин и малая толщина коры (15 км), измеренная по сейсмическим данным «Викинга-2» на равнине Хриса (Anderson et al., 1977), свидетельствуют о том, что в северном полушарии Марса произошла базификация коры. Вероятно, жесткость первичной коры оказалась недостаточной для удержания базальтового покрытия и опустившаяся первичная кора-подложка была переплавлена. Сохранилась лишь базальтовая кора типа океанической коры Земли.

Наиболее массивные среди силикатных планет Венера и Земля обладают максимальным запасом тепловой энергии. Достигнув максимального энерговыделения примерно через 1 млрд лет после формирования, эти планеты сохраняют эндогенную активность до сих пор. Их первичная кора была преобразована полностью. Не исключено, правда, что она имела не анортозитовый, а базальтовый состав. На Земле возникшая около 2.5 млрд лет тому назад глобальная тектоника плит и суперконтинентальный цикл (Мерфи, Нанс, 1992) полностью обновляют базальтовую кору каждые 200 млн лет.

На Венере аналогом океанической коры Земли являются базальтовые равнины разных типов (Базилевский, Хэд, 1995а), образованные в результате площадного вулканизма и занимающие низкий гипсометрический уровень. На их долю приходится более 70 % поверхности. Интересно, что на поверхности этих равнин весьма многочисленны и вулканы центрального типа, хотя определяющими все же были площадные излияния лав (Базилевский, Хэд, 1995а). Распределение вулканических аппаратов центрального типа по поверхности равнин носит случайный характер. К сожалению, для Венеры разработана лишь шкала относительных возрастов геологических территорий (Базилевский, Хэд, 1995а; Иванов, 1993) и проводится оценка абсолютного возраста по кратерной плотности (Базилевский, Хэд, 1995а; Базилевский, Хэд, 1995б; Иванов, Базилевский, 1994). Согласно этим оценкам средний возраст базальтовых равнин составляет около 300—500 млн лет, т. е. сравним с возрастом океанической коры Земли.

ВТОРИЧНАЯ КОНТИНЕНТАЛЬНАЯ КОРА

Существование вторичной коры континентального типа надежно установлено только для Земли. Эту кору отличает: более высокий гипсометрический уровень поверхности, чем у базальтовой океанической коры; кислый гранитоидный состав, который является результатом очень сложного процесса дифференциации базальтового вещества на кислые и ультраосновные породы; высокая степень метаморфизма и тектонических деформаций слагаемых пород; максимальный для Земли возраст пород (до 3.8 млрд лет), т. е. высокая степень устойчивости континентальной коры в условиях чрезвычайно активных геологических процессов на Земле.

Формирование гранитоидной континентальной коры Земли происходило под действием всего комплекса геологических процессов с участием атмосферы, гидросфера и биосфера. Основная часть этой коры была сформирована ранее 2.5 млрд лет тому назад в эпоху отсутствия на Земле глобальной тектоники плит и суперконтинентального цикла. Основным механизмом был, вероятно, классический геосинклинальный цикл (Муратов, 1975) с преимущественно вертикальными тектоническими движениями: в зонах разломов формируются прогибы, где накапливаются вулканогенно-осадочные породы; вертикальные движения приводят к интенсивным деформациям, метаморфизму и гранитизации пород; в следующую орогенную стадию происходит подъем и сминание в складки частично преобразованных пород и возникают новые депрессии — орогенные впадины; эти впадины вновь заполняются вулкано-генными-осадочными породами, под действием метаморфизма формируются крупные гранитоидные интрузивные тела и резко утолщается слой континентальной коры. Этот цикл мог многократно повторяться, и континентальная кора заняла около 30 % площади планеты. Однако после включения механизма глобальной тектоники плит нет четких указаний на продолжающееся разрастание гранитоидной континентальной коры.

Трудно ожидать такого процесса на других силикатных планетах. На Марсе из-за его малой массы существенно замедлены эндогенные процессы, а на Венере отсутствует гидросфера, что резко уменьшает скорость осадконакопления.

Все же на Венере существуют геологические образования, до некоторой степени аналогичные земной континентальной коре, — возвышенности, состоящие из разных типов территорий — сравнительно гладких плато типа плато Лакши, складчатых систем типа гор Максвелла и тессер, имеющих наиболее сложную картину деформаций. Воз-

вышенности занимают около 8 % площади планеты и включают землю Афродиты, землю Иштар и другие более мелкие образования. Дни них характерны: более высокий гипсометрический уровень на 4—5 км выше уровня базальтовых равнин (на Земле разность уровней континентальной и океанической коры — около 5 км); крайне высокая степень тектонических деформаций, включая складчатые области типа гор Максвелла и еще более сложный характер деформаций в областях тессер; малое количество вулканических сооружений, что характерно и для преобладающих по площади пассивных районов земных континентов; более древний возраст, чем у базальтовых равнин любого типа. Состав вещества возвышенностей пока не определен. Измерения проведены на поверхности равнин разного типа, в частности в окрестностях области Бета.

В районах посадок станций «Венера-9, -10 и -14» состав пород близок к составу океанических базальтов Земли. В районах посадок станций «Вега-1 и -2» состав пород также базальтовый, но ближе к оливиновым габроноритам. А в местах посадок «Венеры-8 и -13» породы обогащены калием, но относятся не к гранитоидным породам, а к калиевым щелочным базальтам, встречающимся на Земле в океанических и континентальных рифтовых зонах (Маров, 1986), Базилевский и Хэд (1995б) сделали оценки возможных составов пород в области гор Максвелла на основе вариаций по поверхности радиояркости. Круг возможных типов пород оказывается предельно широким — от ультраосновных до кислых, щелочных и даже карбонатных. Можно лишь говорить о вариациях составов в пределах гор Максвелла. Все же высокий гипсометрический уровень возвышенностей может свидетельствовать о низкой плотности слагающих их пород, что требует значительного содержания полевых шпатов (Nikolaeva et al., 1988). Являются ли полевые шпаты калиевыми, как на Земле, или кальциевыми, как на Луне, покажут будущие исследования. В пользу первого предположения, то есть предположения о вторичной континентальной коре, свидетельствует и полученный по кратерной плотности низкий возраст поверхности тессер (возраст удержания кратеров) — около 600 млн лет с неопределенностью 400—800 млн лет (Базилевский, Хэд, 1995б; Иванов, Базилевский, 1994). Лишь сравнительно недавно стабилизировались эндогенные процессы на тессерах, а кора океанического типа была практически полностью обновлена за последние 300—500 млн лет.

Правда, есть предположение о катастрофическом обновлении всей поверхности Венеры 300—500 млн

лет тому назад.

В свете сказанного трудно ожидать появления вторичной континентальной коры на Марсе. Тем не менее, здесь существует тип территории, отличный и от северных базальтовых равнин, и от первичного сильно кратерированного материка. Это — гигантское сводовое поднятие Фарсида, занимающее около 25 % поверхности Марса, и существенно меньшее по размерам плато Элизий. Область Фарсида более чем на 5 км возвышается над уровнем первичной коры Марса и примерно на 10 км — над уровнем северных равнин. Согласно данным Флоренского и др. (1981) поднятие области Фарсида началось вскоре после изостатического понижения поверхности северных равнин около 4 млрд лет тому назад и продолжалось примерно 0.5 млрд лет. Поднятие сопровождалось появлением обширной радиальной системы тектонических форм растяжения — разломов и грабенов. Позже на плато Фарсида и Элизий произошли мощные площадные лавовые излияния.

Одновременно продолжалось лавовое заполнение северных равнин и других небольших территорий и их изостатическое опускание. В период 2—0.5 млрд лет тому назад лавовые излияния сохранились лишь в областях Фарсида и Элизий. В период 0.8—0.5 млрд лет тому назад на плато Фарсида сформировались четыре крупнейших щитовых вулканов высотой до 20 км над плато и поперечником до 700 км, которые продолжали действовать еще 40—70 млн лет тому назад. Судя по структуре лавовых потоков, состав пород в областях Фарсида и Элизий — базальтовый. Измерения состава пород станциями «Викинг-1 и -2» на поверхности равнин интерпретируются как осадочные породы, полученные преобразованием базальтов. Таким образом, высокий гипсометрический уровень областей Фарсида и Элизий, по-видимому, поддерживался не низкой плотностью их пород, а восходящими конвективными движениями в мантии, а в современную эпоху — жесткостью литосферы, имеющей толщину около 200 км для водосодержащих силикатов.

Хотя в современную эпоху аналогия области Фарсида с земными континентами весьма слабая, она могла быть более весомой с земным суперконтинентом около 2.5 млрд лет тому назад (Мерфи, Нанс, 1992). Сформировавшийся в то время на Земле суперконтинент с относительной площадью, подобной Фарсида, испытал из-за пониженной по сравнению с океанической корой теплопроводности разогрев и поднятие. Это привело к разрыву континента глубинными разломами на блоки, которые начали расходиться и запустили механизм глобаль-

ной тектоники плит.

Таким образом, лишь базальтовый состав области Фарсида, если он сохраняется во всей толщине коры, не позволяет отнести ее ко вторичной континентальной коре. В этом плане интересно отметить, что область Бета на Венере поперечником около 2000 км и некоторые более мелкие образования также являются сводовыми поднятиями с зачаточными рифтовыми системами.

ВУЛКАНИЗМ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТИПА

Площадной трещинный вулканизм требует излияния лав с очень низкой вязкостью, которые бы растекались на большие расстояния и не образовывали в местах излияний заметных форм рельефа. При повышении содержания кремнезема и летучих компонентов вязкость лав увеличивается, они легко закупоривают сечение трещин, и прорывы происходят в отдельных точках, дискретно. Помимо жидких продуктов вулканы начинают извергать газы и твердые продукты — пирокластические породы. В местах выхода подводящих каналов на поверхности начинают формироваться возвышенности конической или куполообразной формы в зависимости от состава извергаемых продуктов. При наименьшей вязкости лав формируются щитовые вулканы типа Гавайских, при очень высокой вязкости лава может выдавливаться подобно пасте и формировать обелиски высотой до 700 м (тип Мон-Пеле).

На Луне и Меркурии, потерявшим летучие вещества, вулканы центрального типа отсутствуют.

Для Марса характерны очень крупные щитовые вулканы высотой до 20 км над основанием и менее крупные вулканические купола высотой до 8 км. Поперечник первых может достигать 700 км, вторых — 200 км. Распределение вулканов по поверхности носит локальный характер — они встречаются в областях Фарсида, Элизий и вокруг ударного бассейна Эллада. Для всех вулканов характерен базальтовый состав извергаемых лав, вероятно, с небольшими вариациями вязкости. Все марсианские вулканы сейчас не действуют. Щитовые вулканы в области Фарсида действовали в период около 500—40 млн лет тому назад. Вулканические купола, судя по большей кратерной плотности на их склонах, являются более древними и частично перекрыты лавами площадных излияний.

На Венере вулканы центрального типа весьма разнообразны и широко распространены. На наиболее древних среди базальтовых равнин — равнинах с извилистыми грядами (Базилевский, Хэд, 1995а)

расположено множество небольших вулканических конусов и куполов, излияния которых совместно с площадными излияниями и сформировали эти равнинны. Вероятно, вынос тепла из недр путем рассеянного вулканизма является основным для Венеры (Маров, 1986). Встречаются и более крупные щитовые вулканы, похожие на щитовые вулканы Земли и Марса. Два таких вулкана высотой около 5 км образуют область Бета. Специфическими для Венеры являются венцы (короны) — центры вулканических куполов-лепешек указывает на более высокую, чем у базальтов, вязкость и кислотность изверженного материала. Специфика получения изображений поверхности при помощи радиолокаторов бокового обзора, установленных на искусственных спутниках Венеры, не позволяет обнаружить действующие сейчас вулканы, хотя нет сомнений в их существовании.

Еще более разнообразны типы вулканов на Земле, поскольку состав извергаемых пород чрезвычайно разнообразен. В отличие от локального вулканизма на Марсе и хаотического или рассеянного вулканизма на Венере вулканизм на Земле имеет линейное распространение — преобладающее большинство вулканов расположено вдоль границ литосферных плит, образованных глубинными разломами. На океанической коре они расположены в системе срединно-океанских хребтов, протянувшихся примерно на 60 тыс. км и представляющих собой зоны спрединга — раздвижения плит. На континентальной коре вулканы оконтуривают Тихий океан по зонам субдукции — областям погружения океанических плит в мантию. Другой континентальный пояс вулканов протянулся от Индонезии вдоль горных систем к Европе и расположен в зонах столкновения континентальных плит.

Совершенно другой тип вулканизма на Земле представляют горячие точки (Жарков, 1983). Такие вулканы распределены хаотично и образованы восходящими потоками в мантии — плумами, основание которых расположено у границы нижней мантии на глубине около 700 км. Эти потоки не участвуют в движении литосферных плит и, проплавляя их, образуют цепочки вулканических островов типа Гавайских либо подводные хребты. Континентальные плиты проплавляются только в случае их очень медленных движений (Африканская плита). Горячие точки используются для определения абсолютных скоростей движения плит.

Весьма специфичен серный вулканизм на Ио (Киффер, 1986). Формируясь в зоне высоких температур, создаваемых Юпитером, спутник Ио мог удержать лишь небольшое количество воды, пре-

имущественно в гидратированных силикатах. Действие приливного разогрева, существенно превышающего по мощности распад радиоактивных элементов, привело к расплавлению почти всего объема планеты, за исключением тонкой литосфера толщиной около 20 км. Возник интенсивный вулканализм, который продолжается до сих пор и практически полностью обновляет поверхность за время около 1 млн лет. Диссоциация молекул воды в магматических камерах и на поверхности привела к сильному окислению вещества Ио, так что в ядро помимо FeS вошли пирит FeS₂ и магнетит Fe₃O₄. Освободившаяся часть серы была растворена в силикатах, либо в виде комьев первичной серы поднялась к поверхности (Поллак, Фанейл, 1986). Силикатный расплав может растворить не более 1 % серы, а ее излишек образует сульфидный расплав, который, не смешиваясь с первым, будет в нем тонуть. В то же время дегазация серы из силикатного расплава в магматических очагах внутри литосферы приводит к выносу серы и SO₂ на поверхность планеты. В настоящее время силикатный рельеф Ио почти полностью перекрыт слоем серы и SO₂ общей толщиной в несколько километров. Лишь около 2 % площади поверхности планеты представлено вулканическими горными сооружениями с перепадом высот до 10 км и, вероятно, силикатным составом.

Серная оболочка Ио состоит из нескольких слоев (Киффер, 1986): в поверхностной зоне толщиной около 1 км сера и SO₂ находятся в твердом состоянии, образуя мерзлотные породы. Ниже следует аналог земного водоносного горизонта толщиной около 1 км, в котором SO₂ играет роль жидкой фазы, а сера — твердой. На больших глубинах сера плавится, образуя океаны и бассейны жидкой серы, залегающие на твердой силикатной литосфере. Они и служат резервуарами, питающими серный вулканализм на Ио.

Распределение вулканических сооружений по поверхности Ио близко к случайному, как на Венере. Заметна лишь их концентрация к экваториальному поясу ($\pm 45^\circ$ по широте) и к подъюпитеровой точке. Судя по тому, что горные сооружения силикатного состава являются вулканическими, можно предполагать, что и скрытый силикатный рельеф планеты также является вулканическим. Извержения силикатных вулканов, погруженных в серную оболочку, должны плавить серу, и излияния на поверхность могут преимущественно состоять из серы с небольшой добавкой силикатов, что и предполагается для потоков из щитовых вулканов и из вулканов с центральной лункой. Трещинные вулканы на Ио встречаются редко, хотя есть геологические

признаки их широкого распространения в более ранние эпохи.

Широкое внимание привлекли действовавшие на Ио во время пролетов около Юпитера космических аппаратов «Вояджер-1 и -2» сultаны выбросов. Это — вулканические аппараты, выбрасывающие серу и SO₂ на высоты от 70 до 300 км, которые затем осаждаются на поверхность, образуя диффузные концентрические ореолы вокруг центров извержения. Султаны выбросов часто не связаны с выраженным в рельфе поднятиями, их источники расположены на гладких равнинах и представляют собой трещины. Некоторые источники расположены на валу кальдер. Аналогом таких вулканов на Земле являются гейзеры — в условиях Ио земные гейзеры выбрасывали бы водяной пар на высоту около 50 км.

ГЛОБАЛЬНАЯ ТЕКТОНИКА ПЛИТ И СУПЕРКОНТИНЕНТАЛЬНЫЙ ЦИКЛ

Такой тип геологических процессов существует только на Земле. Согласно теории суперконтинентального цикла (Мерфи, Нанс, 1992) на Земле около 2.5 млрд лет тому назад возник первый суперконтинент. Он состоял из гранитоидного вещества вторичной континентальной коры и имел площадь, сравнимую с суммарной площадью современных континентов (около 30 % поверхности Земли). По мере аккумуляции тепла под суперконтинентом из-за его низкой теплопроводности уменьшалась плотность вещества в основании литосферы, что заставило вышележащий суперконтинент выгибаться вверх, принимая куполообразную форму, и растрескиваться. Этому же способствовало и сравнительно быстрое вращение Земли. Время существования суперконтинента составило около 100 млн лет. Расплавленные породы из перегретой астеносферы быстро заполнили образовавшиеся разломы, которые продолжали расширяться, образуя новую океаническую кору и формируя внутренние океаны типа Атлантического. Очевидно, что для расхождения континентальных литосферных плит на значительные расстояния необходимо возникновение во внешней океанической литосфере зон субдукции, где бы океаническая литосфера погружалась в мантию и поглощалась, сохраняя стабильной площадь поверхности Земли. Зоны субдукции возникли на внешних границах суперконтинента. Этому способствовали два обстоятельства: неустойчивость холодных океанических литосферных плит, плотность которых может превысить плотность астеносферы, и они могут в ней тонуть;

кроме того, снос материала с куполообразного суперконтинента и накопление мощного осадочного слоя на границе с океанической корой увеличили здесь давление океанической литосферы на астеносферу и способствовали появлению разломов и зон субдукции.

В этих условиях начал работать механизм глобальной тектоники плит. В зонах спрединга, т. е. в рифтовых долинах срединно-океанических хребтов происходило выплавление из мантии новой океанической коры. Старая океаническая кора поглощалась в зонах субдукции на периферии внешнего океана. Движущими силами тектоники плит являются: конвекция в мантии, при которой литосферные плиты играют роль верхнего пограничного слоя с восходящими потоками в зонах спрединга и нисходящими — в зонах субдукции; соскальзывание литосферных плит с приподнятых примерно на 3 км зон спрединга; тонущие в астеносфере и мантии блоки литосферных океанических плит тянут за собой всю плиту. Отрицательная плавучесть тонущих блоков литосферы является главной силой, поддерживающей механизм глобальной тектоники плит. Поскольку основной вынос тепла из недр происходит теперь в зонах разломов, рассеянный вулканизм заменяется на линейный — вулканы центрального типа действуют в зонах разломов.

Внутренние океаны продолжают расширяться до тех пор, пока на их пассивных границах с континентами не достигаются условия формирования новых зон субдукции. За время около 200 млн лет океаническая литосфера вблизи континента охлаждается настолько, что ее плотность превышает плотность астеносферы. Здесь же накапливается максимальный слой осадков, что способствует отрыву океанической коры от континентальной и началу погружения первой в мантию. В это время прекращается раздвижение континентов, становятся пассивными зоны спрединга, и континенты начинают сходиться. Еще через 200 млн лет континенты сходятся и океаническая кора внутренних океанов поглощается полностью. При столкновении континентов формируются мощные складчатые системы типа Гималаев, край одной из континентальных плит может на время погрузиться в мантию, метаморфизовав породы, а затем после остановки континентов этот край будет вытолкнут обратно из-за высокой плавучести континентальных плит. Собравшийся новый суперконтинент через 100 млн лет вновь начнет разламываться, начиная новый цикл продолжительностью около 500 млн лет.

Таким образом, для действия механизма глобальной тектоники плит необходимо выполнение нескольких условий: существование обширного

участка континентальной литосферы с низкой теплопроводностью и высокой плавучестью в астеносфере; слабая устойчивость океанических литосферных плит, которые при охлаждении могут получить отрицательную плавучесть и тонуть в астеносфере и мантии; высокая прочность и пластичность океанических плит, позволяющая тонущим блокам тащить за собой всю плиту.

Область Фарсида на Марсе внешне очень напоминает земной суперконтинент в самом начале распада — куполообразное поднятие, занимающее около 25 % площади планеты и покрытое сетью радиальных разломов, уходящих далеко за его пределы. Однако здесь отсутствуют признаки горизонтальных движений плит, да и состав вещества поднятия, скорее всего, базальтовый.

На Венере отсутствуют достаточно крупные континентальные блоки (тессеры), да и океаническая кора, обедненная железом, везде обладает положительной плавучестью. Существование небольших по протяженности рифтовых зон и более крупных разломов неясной природы, так же как и складчатых систем типа гор Максвелла, свидетельствует о локальном характере горизонтальных движений на этой планете. Сводовые поднятия типа области Бета слишком малы, чтобы играть роль земного суперконтинента.

Возможно, лучшим аналогом земных зон субдукции являются бороздчатые местности на Ганимеде (Шумейкер и др., 1986). В период существования там тонкой (около 35 км) литосферы из льда I в условиях растяжения ледяной коры, вызванного переходом льда V в лед II в более глубоких слоях планеты, возникла сеть глобальных разломов. Загрязнение льда до глубины около 10 км метеоритным веществом сделало литосферу более плотной, чем астеносфера, и неустойчивой. В зонах разломов литосферные блоки стали тонуть. Однако ледяные плиты в отличие от силикатных земных обладали низкой прочностью и тонущие блоки не потащили за собой всю плиту. Вместо этого вдоль разломов стали откалываться от ледяных плит тонкие пластины толщиной до 10 км и почти вертикально соскальзывать вниз по обе стороны от разлома. Погружались они неглубоко, излившаяся вода (магма) не могла скрыть вершины погруженных блоков, и сформировался бороздчатый рельеф. Масштабы этого процесса были очень значительными: переработано около 60 % площади поверхности Ганимеда.

Из сравнения геологического развития силикатных планет можно сделать ряд выводов.

1. Характер эволюции этих планет определяется мощностью и продолжительностью действия источ-

ников энергии эндогенных процессов. Для силикатных планет, за исключением Ио, основным параметром эволюции является масса планеты, точнее масса ее силикатной оболочки, где концентрируются радиоактивные элементы U, Th и K⁴⁰ — основной источник тепловыделения в недрах этих планет. Ио имеет более мощный и практически неисчерпаемый источник энергии — приливной разогрев. Хотя следует отметить, что при современной конфигурации орбит ни в одном из спутников планет-гигантов не вырабатывается в результате приливного разогрева достаточно тепла, чтобы обеспечить их значительную эндогенную активность сейчас или в более раннюю эпоху. Лишь предположение о существенных периодических вариациях эксцентриситета орбит спутников со следами высокой эндогенной активности может разрешить это противоречие (Joder, 1981). Когда такой спутник находится в твердом пассивном состоянии, за счет гравитационного взаимодействия с центральным телом и другими спутниками медленно увеличивается эксцентриситет его орбиты и приливной разогрев. При достижении в недрах температуры плавления резко усиливается эндогенная активность спутника и одновременно интенсивная приливная диссипация быстро уменьшает эксцентриситет его орбиты. После остывания недр процесс может повториться.

2. Общая направленность геологической эволюции планет земного типа включает ряд этапов:

- Формирование первичных однородных в горизонтальном направлении кор планет с кратерированной ударными процессами поверхностью и преимущественно плагиоклазовым составом.
- Базальтовый площадной вулканизм, который характерен для наименее вязких лав и постепенно заменяет первичную кору на вторичную базальтовую кору океанического типа.
- Формирование вторичных континентальных кор планет с более кислым, чем у базальтов составом — гранитоидным на Земле и, возможно, щелочным на Венере. На втором и третьем этапах кора планет становится неоднородной — разделяется на более плотную и тонкую океаническую и менее плотную и толстую континентальную. На Марсе, возможно, существуют одновременно три типа коры — базальтовая кора северных равнин, первичная кратерированная кора южного материка и вторичная континентальная кора в области Фарсида.
- Вулканизм центрального типа, который возникает при повышении вязкости и кислотности изливающихся лав. Он сопровождает формирование вторичных континентальных кор, но не исключает-

ся и для базальтовых океанических кор на некоторых этапах их развития. Имея вначале локальное распространение, как на Марсе, вулканизм центрального типа может распространяться на всю базальтовую кору, как на Венере, или даже на всю кору планеты, как на Ио. При этом хаотический или рассеянный вулканизм становится основным механизмом выноса тепла из недр планеты. На Ио отсутствуют признаки существования двух типов коры, хотя в подъюпитеровой зоне отмечены покровы из очень вязких лав — либо из силикатов с высоким содержанием SiO₂, либо вязкость базальтовых лав резко увеличена наличием серы, чего не отмечается в других районах серного вулканизма. Состав силикатной коры Ио остается неизвестным.

— Возникшие на Земле суперконтинентальный цикл и глобальная тектоника плит, вероятно, не являются закономерным этапом геологического развития активных силикатных планет, поскольку требуют очень тонкой настройки процесса. Океаническая кора при охлаждении должна иметь отрицательную плавучесть в астеносфере, должен сформироваться достаточно крупный континент, который в результате перегрева астеносферы может разломаться, дав возможность океаническим плитам тонуть, а в зонах спрединга формироваться новой океанической коре.

3. По степени активности эндогенных геологических процессов планеты земного типа можно выстроить в следующую последовательность:

- Луна, где практически сохранилась первичная континентальная кора с кратерным рельефом. Лишь около 15 % поверхности покрыто базальтовыми излияниями, но они располагаются на континентальной подложке и превращения этой части коры в океаническую не произошло.
- Меркурий, который отличается от Луны большим распространением тектонических разломов и большей длительностью базальтового площадного вулканизма. Половина его поверхности остается неисследованной.
- Марс, на котором сохранилась примерно половина первичной коры, а вторая половина превращена в базальтовую кору океанического типа. Третий тип коры представлен сводовыми поднятиями Фарсида и Элизий. Возможно, Фарсида остановилась в своем развитии на стадии формирования вторичной континентальной коры. Вулканизм центрального типа распространен локально.
- Венера, где первичная кора не сохранилась и сформировались сравнительно небольшие вторичные континенты на фоне преобладающей по площади океанической базальтовой коры. Вулканизм центрального типа имеет хаотическое распростра-

нение, преимущественно, на океанической коре. — Земля, где специфические условия запустили механизм суперконтинентального цикла и глобальной тектоники плит. Вулканализм имеет линейное распространение вдоль границ плит. Океаническая кора обновляется примерно за 200 млн лет. Возможно, механизм глобальной тектоники плит препятствует дальнейшему разрастанию континентальной гранитоидной коры.

— Ио, где мощный рассеянный вулканализм обновляет поверхность примерно за 1 млн лет. Правда, это относится к тонкой серной оболочке планеты, силикатная кора обновляется медленнее. Вторичная силикатная кора планеты, по-видимому, однородна, но состав ее неизвестен. Если следовать главному принципу магматической дифференциации планетного вещества (Флоренский и др., 1981) — магматические породы кор планет обогащаются компонентами, понижающими температуру плавления природных силикатных систем, базальтовые коры планет должны постепенно замещаться более легкоплавким кислым (гранитоидным) веществом и нельзя исключить такой состав для всей коры этой наиболее активной силикатной планеты. Серный вулканализм является специфической особенностью Ио.

ГЕОЛОГИЯ ЛЕДЯНЫХ ПЛАНЕТ

За исключением системы Плутон-Харон, все известные ледяные планеты с твердыми верхними оболочками являются спутниками планет-гигантов. Состав ледяных оболочек этих планет однороден в горизонтальном направлении, и неоднородности состава поверхности (преимущественно между ведущим и ведомым полушариями) вызваны загрязнением поверхности метеоритным веществом, органическими соединениями, которые могут образовываться на поверхности, и летучими компонентами, которые могут испаряться в одних районах и конденсироваться в других. Вертикальная неоднородность ледяных оболочек связана с фазовыми переходами между льдами H_2O , образованием и диссоциацией клатратов с участием молекул CH_4 , NH_3 , N_2 , Ar и др. Поскольку состав отдельных слоев определяется физическими условиями — температурой и давлением, гравитационная дифференциация вещества в пределах ледяных оболочек планет отсутствует. Все это делает геологические процессы на ледяных планетах более простыми, чем на силикатных планетах, в то же время не исключая разнообразной эндогенной активности.

Радиоактивные элементы концентрируются в си-

ликатных оболочках планет, расположенных на больших глубинах, и влияние этого источника энергии на эндогенные процессы проявляется редко. Оно заметно только на самой массивной ледяной планете — Ганимеде (Шумейкер и др., 1986) и, вероятно, на Европе, обладающей самой тонкой ледяной оболочкой. Основным же источником энергии эндогенных процессов на этих планетах является приливной разогрев. Выделяемая при этом тепловая энергия является сложной функцией параметров орбит спутников (эксцентриситета и периода обращения вокруг центрального тела) и размеров спутников (Базилевский, Креславский, 1992). Поэтому практически интенсивность эндогенной активности ледяных планет не коррелирует с их массами.

Разделение ледяных оболочек на кору из водяного льда I и мантию из других ледяных фаз для геологии особого смысла не имеет. Более рационально деление ледяных оболочек на твердые литосфера и конвективные астеносфера.

ФОРМИРОВАНИЕ ПЕРВИЧНЫХ ЛИТОСФЕР

Гравитационная дифференциация ледяных планет, как и силикатных, происходила на самых ранних этапах эволюции планет до завершения мощной послеаккреционной бомбардировки их поверхностей. Поэтому поверхности первичных ледяных литосфер планет сильно кратерированы и загрязнены метеоритным веществом. Популяции бомбардирующих тел в зоне планет земной группы и планет-гигантов были различными. Для объяснения распределения кратеров по размерам на планетах Солнечной системы требуется четыре или, возможно, пять различных популяций бомбардирующих тел (Chapman, McKinnon, 1986). За исключением Европы, все ледяные планеты сохранили участки сильно кратерированных поверхностей первичных литосфер. Различия кратерной плотности на таких участках объясняются разной толщиной и жесткостью литосфер планет и, соответственно, разной степенью гравитационной релаксации крупных кратеров. По этой же причине перепады высот на крупных ледяных планетах невелики и лежат в пределах 1 км. Лишь на самых малых из таких планет возможно сохранение начальной формы крупных кратеров. Так, на Мимасе поперечником около 400 км сохранился кратер Гершель диаметром 130 км и глубиной около 10 км. Практически полностью первичные сильно кратерированные литосфера сохранились на Каллисто ($D = 4800$ км), Обероне ($D = 1550$ км), Умбриеле ($D = 1190$ км),

Протея ($D = 420$ км) и Мимасе ($D = 394$ км). На других планетах эти литосфераы частично или практически полностью (Европа и, возможно, Тритон) были переработаны.

ТЕКТОНИЧЕСКАЯ ПЕРЕСТРОЙКА ЛИТОСФЕР

Практически все ледяные планеты несут следы тектонических разломов литосфер, возникших в условиях их глобального расширения. Причиной расширения явились фазовые переходы льда в обширных ледяных оболочках, прежде всего, льда V в лед II при понижении температуры в литосферах от 240 К до 210 К (Шумейкер и др., 1986). Для Европы, имеющей тонкую ледяную литосферу толщиной около 20 км, перекрытую густой сетью глобальных и локальных трещин, планетарное расширение обусловлено образованием гидратированных силикатов (Луккитта, Содерблом, 1986). Степень расширения поверхности на ледяных планетах составляет от 0.1 до 10 % площади планеты. В результате общего расширения литосфер возникли различные формы растяжения — разломы, трещины, каньоны и др.

На Европе ($D = 3138$ км) отсутствует первичная кратерированная поверхность. Вероятно, и сравнительно тонкая ледяная оболочка толщиной около 20 км, и подстилающая кора из гидратированных силикатов сформировались после завершения периода интенсивной метеоритной бомбардировки планет (Луккитта, Содерблом, 1986). Возраст поверхности ледяной оболочки оценивается в 10^8 лет. Вся она покрыта густой сетью глобальных и локальных линеаментов — полос, лент, гряд, связанных с трещинами в ледяной литосфере. Заметны следы небольших поступательных и вращательных движений отдельных ледяных плит. Трещины являются более молодыми образованиями, чем равнины, и внедрение по ним льда, загрязненного силикатами, не сопровождалось затоплением окружающей местности.

Тектоническая перестройка литосферы на Ганимеде ($D = 5262$ км) происходила в период 3.8—3.1 млрд лет тому назад в условиях существования двух литосфер и двух конвективных слоев (Шумейкер и др., 1986). Верхняя литосфера из льда I имела в начале этого периода толщину около 35 км и из-за загрязнения метеоритным веществом была неустойчивой над конвективной астеносферой толщиной около 100 км. Нижняя литосфера из льда II располагалась на глубинах 130—150 км. Нижний конвективный слой из льдов II, V и VI простирался до границы с силикатным ядром.

Глубинная конвекция сформировала масштаб глобальной системы разломов — 2000—3000 км, а верхняя конвективная зона ответственна за масштаб ячеек бороздчатой местности — 100 км, сформировавшихся вокруг глубинных разломов. Отрицательная плавучесть ледяных плит вызвала откалывание от них тонких пластин толщиной 3—10 км и длиной около 100 км и соскальзывание этих пластин почти вертикально вниз. Погружались они неглубоко, так что излившаяся вода не затапливалась их вершины, и постепенно вокруг разломов формировалась бороздчатая местность с субпараллельными бороздами. Направления борозд в соседних ячейках не коррелируют. Процесс прекратился, когда верхняя литосфера сомкнулась с нижней. К тому времени было преобразовано около 60 % поверхности Ганимеда. Излияния воды происходили только в пределах бороздчатой местности и отсутствуют на кратерированной поверхности. Причиной является более высокий гипсометрический уровень кратерированной местности на контакте с бороздчатой, хотя перепады высот не превышают 1 км. Области бороздчатой местности имеют вид широких светлых полос с довольно четкими границами.

На Энцеладе ($D = 502$ км) эндогенная активность, возможно, сохраняется до сих пор и в результате было преобразовано более половины кратерированной поверхности первичной литосферы (Моррисон и др., 1990). Система глобальных разломов здесь имеет не меньшее распространение, чем на Ганимеде, однако характер обновления поверхности был другим. Судя по кратерной плотности и характеру релаксации кратеров, процессы преобразования поверхности происходили преимущественно в период от 4 млрд лет до 100 млн лет тому назад. Определяющим было затопление древней поверхности водой, возможно, в смеси с аммиаком и формирование гладких равнин. На заключительной стадии сформировались глобальные системы хребтов. Криволинейные хребты имеют высоты от нескольких сотен метров до 1.5 км, расстояние между хребтами в системе составляет 7—15 км при общем количестве субпараллельных хребтов не более пяти. В отличие от борозд на Ганимеде эти хребты могут являться дайкоподобными структурами, образованными внедрением льда в разломы подобно грядам на Европе.

Более половины первичной кратерированной поверхности Дионы ($D = 1120$ км) также было преобразовано эндогенными процессами.

Глобальное расширение планеты сопровождалось образованием системы крупномасштабных линейных структур — желобов и хребтов на ведущем

светлом кратерированном полушарии и клочковатых территорий — широких светлых полос, пересекающих темное (альбедо около 20 %) ведомое полушарие. Эти полосы состоят из узких светлых линий и могут представлять собой отложения льда, вытесненного из недр вдоль системы разломов более летучими веществами — аммиаком или метаном. Слабократерированные равнины на ведомом полушарии образованы, вероятно, мощными излияниями эвтектики $\text{NH}_3\text{-H}_2\text{O}$ через систему разломов. Поскольку максимум эндогенной активности планеты приходится на конец периода мощной бомбардировки, многие ее черты на ведущем полушарии были стерты.

У Ариэля ($D = 1160$ км) — самая светлая и геологически молодая поверхность среди спутников Урана (Бернс, 1990). Диаметры кратеров лишь изредка превышают 50 км. Повсеместно распространены системы разломов, связанные с глобальным расширением планеты. Значительные территории Ариэля преобразованы вытесненным снизу веществом — вероятно, льдом $\text{CH}_4\cdot8\text{H}_2\text{O}$. Эти молодые поверхности прорезаны длинными узкими долинами. Некоторые разломы, видимо, и сейчас извергают лед из гидратов аммиака и метана.

Поверхность Миранды ($D = 484$ км) представляет собой странную смесь разных типов территорий. Около половины поверхности занимает древняя сильно кратерированная местность. На другой более молодой половине поверхности выделяются три изолированные тектонические структуры, напоминающие бороздчатые местности на Ганимеде. В экваториальной области располагается прямоугольная структура, покрытая линейными бороздами, а в полярных районах — овощи с концентрическим расположением борозд. Оценки метеоритных потоков в окрестностях Миранды указывают на возможность неоднократного разрушения этого спутника, после чего он собирался вновь из осколков. Возможно, в этом причина странной смеси его типов местности.

Для поверхности Титании ($D = 1600$ км) также характерна высокая плотность тектонических структур — сбросовых круtyх откосов и грабенов и низкая плотность ударных кратеров.

Необычно выглядит поверхность самой активной в настоящее время ледяной планеты — Тритона ($D = 2700$ км). Вся его поверхность довольно молода, и на ней доминируют два типа местности — более темная и гладкая территория и светлая с розовым оттенком сильно изрезанная местность с высокой вулканической активностью по типу сухих гейзеров. Материалом выбросов служит, вероятно, вскипающий азот.

Уникальна тектоника Тефии ($D = 1060$ км). Вместо глобальной системы разломов на ней образовался один гигантский каньон Итака шириной около 100 км, глубиной в несколько километров и длиной на три четверти периметра большого круга. В центре этого круга расположен кратер Одиссея диаметром 400 км, что близко к пределу, за которым происходит разрушение планеты. Площадь каньона достигает 10 % площади планеты, т. е. здесь сосредоточен весь прирост поверхности за счет глобального расширения Тефии. Вне каньона поверхность сильно кратерирована, хотя на ведомом полушарии встречаются территории с пониженной плотностью кратеров и, соответственно, с несколько меньшим возрастом.

На сильно кратерированной поверхности Реи ($D = 1530$ км) обнаружено мало каньонов. Неясна природа светлых полос на ведомом полушарии.

Таким образом, преобладающее большинство ледяных планет демонстрирует следы тектонической перестройки их литосфер, вызванной глобальным расширением ледяных оболочек.

ТРЕЩИННЫЙ ВУЛКАНИЗМ

Практически на всех ледяных планетах формирование глобальной системы разломов сопровождалось трещинным вулканализмом. Через разломы проходили излияния жидкостей либо извержения льдов в пластичном состоянии. Жидкостями в зависимости от температуры являлись: H_2O , $\text{NH}_3\cdot\text{H}_2\text{O}$, $\text{CH}_4\cdot8\text{H}_2\text{O}$, N_2 , $\text{N}_2\cdot\text{CH}_4$. При температурах несколько ниже температур плавления соответствующих льдов они могли извергаться в виде пластичных веществ.

Характер трещинного вулканализма после завершения периода интенсивной бомбардировки на разных ледяных планетах существенно различался и лишь в ряде случаев его можно считать площадным вулканализмом.

Довольно часто зона затопления ограничена площадью разломов. Такая ситуация наблюдается на Европе, Ганимеде, Тефии и, возможно, Миранде. Это не исключает крупномасштабного обновления их поверхностей в более раннюю эпоху — до образования наблюдавшейся системы разломов. Лишь на Ганимеде вне бороздчатой местности отсутствуют следы преобразования поверхности.

Проявления площадного трещинного вулканализма хорошо прослеживаются на Энцеладе, Дионе, Ариэле и вероятны на Титании. Жидкости с малой вязкостью затопили значительные территории на этих планетах.

Для заключительной стадии трещинного вулканизма характерны извержения пластичных льдов, которые формируют положительные линейные формы рельефа — гряды и хребты. Примерами являются молодые гряды на Европе, хребты на Энцеладе и Дионе, разломы извергающие льды из кратеров аммиака и метана на Ариэле и Миранде.

ВУЛКАНИЗМ ЦЕНТРАЛЬНОГО ТИПА

Вулканизм центрального типа на ледяных планетах является редким явлением. Обнаружены вулканы двух типов — извергающие льды и сухие гейзеры. Первый тип вулканов встречается на Ариэле и Миранде. Это — небольшие конусы, из которых вытекают потоки льдов из кратеров аммиака и метана.

Сухие гейзеры обнаружены только на Тритоне. Здесь множество эруптивных центров выбрасывает темные частицы на высоту до 8 км. Ветры в слабой атмосфере Тритона переносят эти частицы на расстояние до 150 км, формируя темные поверхностные отложения. Главным материалом выбросов является вскипающий азот, мощные струи которого захватывают по пути темные частицы из органического вещества. На этой планете существует мощный перенос летучих — испарение замерзших газов NH_3 , CH_4 , N_2 и, возможно, CO в летнем полушарии и их конденсация в зимнем полушарии. Во время съемки летним полушарием было южное, где и располагается светлая сильно изрезанная местность с интенсивной вулканической активностью. В зимнем северном полушарии поверхность более темная и гладкая. Не ясно, может ли перенос летучих обеспечить обмен типами местности между зимним и летним полушариями (продолжительность года в системе Нептуна — около 165 земных лет), или это различие стабильно. В первом случае вулканическая активность на планете может носить сезонный характер.

В обзоре геологии ледяных планет ничего не было сказано о двух уникальных планетах — Япете ($D = 1436$ км) и Титане ($D = 5150$ км).

Япет обладает очень темным ведущим полушарием (альбедо около 4 %), так что во время съемки никаких деталей на нем не было обнаружено. Ведомое полушарие Япета сильно кратерировано. Поскольку на других ледяных планетах именно ведомые полушария содержат поверхности, преобразованные эндогенными процессами, геология Япета должна быть подобной геологии Каллисто. Природа и происхождение темного вещества на Япете остаются неясными. По спектральным ха-

рактеристикам оно отличается и от темного вещества соседней Фебы, и от темного вещества на периферии астероидного пояса. Его лабораторным аналогом является смесь из 10 % метеоритных органических полимеров и 90 % гидратированных силикатов (Моррисон и др., 1990). Если происхождение этого вещества эндогенно, то оно должно залегать под тонкой ледяной оболочкой в виде слоя толщиной около 10 км. Удары метеоритов на ведущем полушарии разрушили ледяную оболочку, но не смогли пробить темный слой, поскольку светлые кратеры на темной поверхности отсутствуют, а кратеры с темным дном на светлой поверхности довольно многочисленны вблизи границы указанных территорий.

Уникальность Титана связана с его мощной атмосферой, полностью скрывающей его поверхность. Давление у поверхности достигает 1.6 бар. Атмосфера примерно на 90 % состоит из азота, содержание метана составляет около 6 %. Метан конденсируется в облаках и в виде дождей может выпадать на поверхность, образуя моря. Наиболее вероятный состав жидкой оболочки: этан — 70 %, метан — 25 % и азот — 5 %. Такой океан глубиной около 1 км может подстилаться слоем твердого ацетилена толщиной 100—200 м. Поскольку на крупных ледяных планетах перепады высот рельефа не превышают 1 км, жидкий океан, возможно, полностью скрывает рельеф планеты. Однако такому предположению противоречит обнаружение в ИК-полосе прозрачности атмосферы вариаций альбедо по поверхности планеты. Таким образом, жидкая оболочка может иметь лишь локальное распространение.

Особенности геологии ледяных планет можно сформулировать следующим образом:

1. Основным источником энергии эндогенных процессов на ледяных планетах является приливной разогрев, поэтому интенсивность этих процессов практически не коррелирует с массой планеты.

2. Общая направленность эволюции ледяных планет включает следующие этапы:

- Формирование первичных ледяных литосфер с сильно кратерированной поверхностью.
- Тектоническая перестройка литосфер в результате их глобального расширения при переходе льда V в лед II в недрах планет. При этом площадь поверхности планет увеличивается на 0.1—10 %, и они покрываются сетью глобальных разломов и трещин.
- Трещинный вулканизм, при котором через разломы происходит извержение жидкостей состава — H_2O , NH_3 , $\text{NH}_3 \cdot \text{H}_2\text{O}$, $\text{CH}_4 \cdot 8\text{H}_2\text{O}$, N_2 , $\text{N}_2 \cdot \text{CH}_4$ либо соответствующих льдов в пла-

стичном состоянии. Обновление поверхностей может происходить и в пределах только зон разломов, и путем затопления значительных территорий. Обнаруженные на Миранде и Ариэле вулканы центрального типа, извергающие лед, не характерны для ледяных планет и существенного влияния на их геологию не оказывают.

- Действие специфических зон субдукции на Ганимеде в условиях отрицательной плавучести его тонкой литосферы является, видимо, уникальным явлением подобно возникновению глобальной тектоники плит на Земле.
- Уникальным, вероятно, является и современный азотный вулканизм по типу сухих гейзеров на Тритоне. Если расположение зоны действия гейзеров в летнем полушарии не является случайным, такой вулканизм может носить сезонный характер.

По степени активности эндогенных процессов ледяные планеты можно выстроить в следующую последовательность:

- Каллисто, Оберон, Умбриэль, Протей, Мимас, сохранившие практически полностью первичные литосфера с сильно кратерированной поверхностью.
- Рея, Тефия — у них преобразовано около 10 % поверхности.
- Титания, Миранда, где преобразовано около половины поверхности.
- Ганимед, Ариэль, Диона, Энцелад — свыше половины поверхности обновлено.
- Европа, Тритон — их поверхности обновлены практически полностью.

Современный вулканизм обнаружен на Тритоне и предполагается на Ариэле, Энцеладе и Миранде.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, общим для геологической эволюции силикатных и ледяных планет являются:

1. Формирование первичных однородных по составу в горизонтальном направлении литосфер с сильно кратерированной поверхностью.
2. Появление систем тектонических разломов разного масштаба.
3. Трещинный площадной вулканизм.

Основные отличия геологии планет разного состава проявляются в следующем:

1. На силикатных планетах формируются неоднородные по составу в горизонтальном направлении коры — базальтовые океанические и полевошпатовые континентальные. На всех

этапах эволюции ледяных планет их литосфера остаются однородными по составу.

2. Для ледяных планет характерен режим глобального расширения, что приводит к формированию мощных систем тектонических разломов разного масштаба. Для силикатных планет более характерен режим сжатия, хотя встречаются любые типы тектонических движений.
3. Для силикатных планет с высокой активностью эндогенных процессов характерен вулканизм центрального типа. Для ледяных планет такие вулканы являются уникальными.
4. Основным источником энергии эндогенных процессов на силикатных планетах является распад радиоактивных элементов, концентрирующихся в силикатах, поэтому активность и продолжительность этих процессов коррелирует с массой планеты. Эндогенные процессы на ледяных планетах связаны преимущественно с приливным разогревом, поэтому их активность практически не коррелирует с массой планеты.

Автор благодарит М. А. Креславского за обсуждение работы.

Базилевский А. Т., Хэд Дж. У. Геологическая история Венеры за последние 300–500 млн лет по данным фотогеологического анализа радарных изображений, полученных КА «Магеллан» // Астрон. вестн.—1995а.—29, № 3.—С. 195–218.

Базилевский А. Т., Хэд Дж. У. Возраст деформаций и неоднородности состава пород в горах Максвелла на Венере // Астрон. вестн.—1995б.—29, № 5.—С. 387–398.

Базилевский А. Т., Креславский М. А. Вулканизм и тектоника на планетах и спутниках Солнечной системы. Зависимость от размеров тела и периода обращения вокруг центрального тела // Астрон. вестн.—1992.—26, № 2.—С. 66–76.

Бернс Дж. Некоторые основные данные о спутниках // Система Сатурна / Под. ред. М. Я. Марова, В. Н. Жаркова. — М.: Мир, 1990.—С. 296–325.

Воронов А., Стром Р. Г., Гарнис М. Интерпретация кратерной летописи: от Меркурия до Ганимеда и Каллисто // Спутники Юпитера / Под. ред. Д. Моррисона. — М.: Мир, 1986.—Т. 2.—С. 5–48.

Жарков В. Н. Внутреннее строение Земли и планет. — М.: Наука, 1983.—416 с.

Жарков В. Н., Трубицын В. П. Физика планетных недр. — М.: Наука, 1980.—448 с.

Иванов М. А. Геологическое строение окрестностей области Альфа на Венере по данным КА «Магеллан» // Астрон. вестн.—1993.—27, № 1.—С. 3–18.

Иванов М. А., Базилевский А. Т. Возрастные соотношения тессер и равнин на Венере по данным КА «Магеллан» // Астрон. вестн.—1994.—28, № 3.—С. 40–58.

Киффер С. В. Динамика и термодинамика вулканических извержений: сultаны выбросов на Ио // Спутники Юпитера / Под. ред. Д. Моррисона. — М.: Мир, 1986.—Т. 3.—С. 20–106.

- Луккитта Б. К., Содерблом Л. А. Геология Европы // Спутники Юпитера / Под ред. Д. Моррисона. — М.: Мир, 1986.—Т. 2.—С. 314—353.
- Маров М. Я. Планеты Солнечной системы. — М.: Наука, 1986.—320 с.
- Мерфи Дж. Б., Нанс Р. Д. Горные пояса и суперконтинентальный цикл // В мире науки.—1992.—№ 6.—С. 22—30.
- Моррисон Д., Оуэн Т., Содерблом Л. Спутники Сатурна // Система Сатурна / Под ред. М. Я. Марова, В. Н. Жаркова. — М.: Мир, 1990.—С. 373—403.
- Муратов М. В. Происхождение материков и океанических впадин. — М.: Наука, 1975.—176 с.
- Полляк Дж. Б., Фанейл Ф. Происхождение и эволюция системы спутников Юпитера // Спутники Юпитера / Под ред. Д. Моррисона. — М.: Мир, 1986.—Т. 3.—С. 264—304.
- Слюта Е. Н., Воропаев С. А. Малые и планетные тела Солнечной системы: критическая масса ледяных тел // Астрон. вестн.—1993.—27, № 1.—С. 71—82.
- Токсоц М. Н., Джонстон Д. Х. Эволюция Луны и планет земной группы // Космохимия Луны и планет / Под ред. А. П. Виноградова. — М.: Наука, 1975.—С. 210—240.
- Флоренский К. П., Базилевский А. Т., Бурба Г. А. и др. Очерки сравнительной планетологии. — М.: Наука, 1981.—328 с.
- Хейс Дж. Ф., Уолкер Д. Изверженные лунные породы и природа недр Луны // Космохимия Луны и планет / Под ред. А. П. Виноградова. — М.: Наука, 1975.—С. 275—282.
- Шумейкер Ю. М., Луккитта Б. К., Вильгельмс Д. Е. Геология Ганимеда // Спутники Юпитера / Под ред. Д. Моррисона. — М.: Мир, 1986.—С. 217—313.
- Anderson D. L. et al. Seismology on Mars // J. Geophys. Res.—1977.—82, N 28.—P. 4524—4546.
- Cameron A. G. W., Pine M. R. Numerical models of the primitive solar nebula // Icarus.—1973.—18, N 13.—P. 377—406.
- Chapman C. R., McKinnon W. B. Cratering of planetary satellites // Satellites / Eds J. A. Burns, M. S. Matthews. — Tucson: Univ. Arizona press, 1986.—P. 492—628.
- Joder C. F. Tidal friction and Enceladus anomalous surface // EOS. Transactions. AGU.—1981.—62.—P. 939.
- Nikolaeva O. V., Pronin A. M., Basilevsky A. T. et al. Are tesserae the outcrops of feldspathic crust on Venus? // LPSC XIX: Abstr. — Houston: NASA, 1988.—P. 864—865.

GEOLOGICAL PECULIARITIES OF PLANETS OF DIFFERENT COMPOSITION

N. N. Evsyukov

Peculiarities of composition and geological structure of planets in the solar system are reviewed. Silicate and icy planets have some common features in their geological evolution: formation of primary lithospheres with heavily cratered surfaces and uniform compositions, formation of tectonic fault systems of various scales, and flooding volcanism. Basic differences of geology of the planets of different composition are the following: silicate planets bear crusts of inhomogeneous composition — basaltic oceanic crusts and feldspathic continental crusts; global expansion is typical for icy planets, which leads to formation of global systems of tectonic faults of different scales; central volcanism is typical only for silicate planets with high levels of endogenic activity.

УДК 681.3.08

Динамическая отработка программного обеспечения бортовых цифровых вычислительных машин систем управления объектов ракетно-космической техники

Я. Е. Айзенберг, А. В. Бек, Ю. М. Златкин,
В. П. Каменев, Б. М. Конорев, В. Т. Щербаченко

АО ХАРТРОН, Харків

Надійшла до редакції 26.11.96

На якісному рівні визначені мета та значимість динамічного відпрацювання і атестації програмного забезпечення (ПЗ) БЦОМ у формі «електронних пусків» в контексті загальної технології створення систем керування (СК). Неформально викладена методологія динамічного відпрацювання ПЗ БЦОМ, що розглядається як дуже важлива складова прикладної теорії програмування БЦОМ СК ракетно-космічної тематики, що відноситься до класу систем жорсткого реального часу. В термінах потокової моделі розглянуті базові схеми динамічного відпрацювання ПЗ БЦОМ і сформульовані основні концепції їх інструментальної підтримки в CASE-середовищах (Computer Aided Software Engineering): концепції зв'язаних цільових контурів, синхронізації даних і адаптивного керування технологічними процесами. Представлено узагальнення досвіду робіт АО ХАРТРОН, починаючи з 1960-х рр., в області створення ПЗ вбудованих БЦОМ СК за профілюючими напрямками ракетно-космічної тематики: важка ракета-носій «Енергія», сімейство функціональних модулів «Квант», «Кристал», «Спектр», «Природа» орбітальних пілотованих станцій, сімейство міжконтинентальних балістичних ракет з розділовими головними частинами, включаючи ракети типів SS18 і SS19, транспортний корабель постачання і енергетичний функціонально-вантажний модуль американо-російської програми міжнародної космічної станції «Альфа» та ін. Коректність і практична ефективність концепцій підтверджена позитивними результатами динамічного відпрацювання ПЗ БЦОМ при забезпеченні понад 300 пусків (циклів натурних випробувань) ракет і космічних апаратів різних типів.

ВВЕДЕНИЕ

Для широкого спектра типов ракет и космических аппаратов программное обеспечение (ПО) бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) как элемент системы управления (СУ), являясь эквивалентной формой представления (реализацией) алгоритмов управления, в значительной мере определяет логику, динамику и точность функционирования объекта управления. Взаимодействие ПО БЦВМ с физическим оборудованием в реаль-

ном времени непосредственно в контурах управления сложнопротекающими необратимыми процессами в основных режимах работы объекта предопределяет предельно жесткие требования к качеству его отработки и высокую трудоемкость. Результатом этого является существование критической зависимости качества, сроков и стоимости СУ в целом от ПО БЦВМ. Основным направлением решения этой проблемы является использование адекватной технологии программирования БЦВМ.

Статья посвящена неформальному изложению

методических основ технологии и концепций построения инструментальных сред отработки управляющих программ СУ объектов ракетно-космической техники. Обсуждаемые проблемы входят составной частью в прикладную теорию программирования БЦВМ (встроенных ЭВМ). Представленные результаты являются обобщением опыта АО ХАРТРОН, начиная с 1960-х годов по настоящее время (Айзенберг и др., 1964–1996), в создании ПО БЦВМ для широкого спектра типов объектов управления ракетно-космической тематики, включающего:

- тяжелую ракету-носитель «Энергия»;
- семейство функциональных модулей орбитальной станции «Мир» («Квант», «Кристалл», «Спектр», «Природа»);
- семейство межконтинентальных баллистических ракет с разделяющимися головными частями, в том числе ракеты типов SS18, SS19 и др.

Отличительной чертой разработанной технологии динамической отработки ПО БЦВМ, наряду с высокой эффективностью в обеспечении качества, является ее высокая экономичность по отношению к вычислительным ресурсам инструментальных ЭВМ. Полномасштабное использование технологии возможно при ресурсовооруженности (по суммарной производительности и объемам ЗУ всех типов) инструментальных ЭВМ, в 10–100 раз более низкой, чем аналогичные работы в США.

Приведена типовая для рассматриваемой прикладной области архитектура и спецификация функциональных возможностей инструментальной среды отработки ПО, относящейся к классу CASE-сред, которая может рассматриваться как рекомендация для практической реализации.

Изложенные концепции в настоящее время используются ХАРТРОНОМ — единственной организацией в Украине, имеющей практический опыт программирования БЦВМ объектов ракетно-космической техники, — при разработке ПО БЦВМ энергетического функционально-грузового блока и транспортного корабля снабжения американо-российской программы создания международной космической станции «Альфа».

РОЛЬ И ЗАДАЧИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ ПО БЦВМ В ОБЩЕЙ ТЕХНОЛОГИИ СОЗДАНИЯ СУ

Технология программирования БЦВМ, охватывающая область разработки управляющих алгоритмов и их программной реализации на БЦВМ, критическим образом определяет возможности реализации

требуемых характеристик, качество, сроки и стоимость создания СУ и объекта управления в целом. Уровень используемой технологии является решающим фактором достижения конкурентоспособности организаций, разрабатывающих СУ.

Центральное место в технологии программирования БЦВМ занимают проблемы наземной отработки. Наиболее трудоемкая среди них — динамическая отработка. В понятие динамической отработки входит проверка работоспособности ПО при имитации внешних условий, максимально приближенных к реальным, и устранение замеченных ошибок. Основным результатом и завершающим актом динамической отработки является аттестация качества ПО.

По существу объектом динамической отработки являются как управляющие алгоритмы (например, в форме общематематических нотаций, представляющих спецификации для программирования), так и их программная реализация на БЦВМ. Поэтому в общем случае при динамической отработке используются два критерия: корректность управляющих алгоритмов и взаимно однозначное соответствие управляющих алгоритмов и ПО БЦВМ. Эти критерии могут использоваться в различных сочетаниях в технологических процессах динамической отработки.

Динамическая отработка может проводиться как автономно для подсистем (например стабилизации), так и для режимов работы СУ в целом (например выведение,стыковка на орбите и т. п.). Последний случай представляет комплексную динамическую отработку. Целесообразное сочетание объемов и видов динамической отработки определяется характеристиками конкретного объекта управления.

Динамическая отработка ПО БЦВМ неразрывно связана с технологией разработки СУ в целом, в процессе которой формируются требования к ПО как элементу СУ, этапам его разработки, верификации и сопровождения.

Особая роль технологии и инструментальных средств динамической отработки ПО БЦВМ в общей технологии создания СУ определяется тем, что основные характеристики СУ и объекта управления в различных режимах работы, включая полетные, могут быть опосредованы через значения переменных управляющей программы, реализуемой БЦВМ. При натурных испытаниях ПО БЦВМ является одним из основных источников телеметрической информации о характеристиках и поведении объекта управления.

Гибкость и адаптивность, присущие программам ЭВМ вообще, при разработке СУ объектов ракетно-

космической тематики рождают многочисленные и вполне обоснованные «состязания» решать возникающие проблемы, связанные с неизбежными на этапах отработки ошибками в ИД, уточнениями характеристик, доработками аппаратуры СУ и объекта управления, путем соответствующих коррекций ПО. Реально такие проблемы существуют вплоть до прекращения эксплуатации объекта управления и обязательным условием их решения является проведение в необходимом объеме динамической отработки для верификации ПО БЦВМ после внесения в него изменений.

Еще одна группа задач разработки и сопровождения СУ — выбор и верификация полетных заданий — основана на использовании технологии динамической отработки ПО. Основным способом решения этих задач является проведение циклов моделирования с реальным полетным заданием и имитацией условий, максимально приближенных к условиям конкретного запуска. Такие циклы моделирования иногда называются «электронными пусками».

В силу всего изложенного, технология и инструментальные средства отработки ПО БЦВМ должны быть спроектированы так, чтобы наряду с высокой эффективностью обеспечивалась перспектива их длительной эксплуатации и консервации в том числе и в расчете на возможную смену вычислительных платформ (типов инструментальных ЭВМ, операционных систем, СУБД и т. п.) в течение всего жизненного цикла объекта управления, продолжительность которого для некоторых типов объектов может составлять более 30 лет.

СПЕЦИФИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПО БЦВМ КАК ОБЪЕКТА ТЕХНОЛОГИИ

СУ объектов ракетно-космической техники рассматриваемого спектра типов относятся к классу систем жесткого реального времени. ПО БЦВМ таких СУ является элементом, включенным непосредственно в контура управления сложнопротекающими необратимыми процессами. В силу этого характеристики ПО в значительной мере определяют логику, точность и динамику СУ в целом. А это предопределяет предельно высокие требования к его качеству, и прежде всего к надежности.

Для систем этого класса характерны циклическое решение задач управления с периодом квантования 10—100 мс и весьма высокие требования к скорости реакции на события, происходящие во внешней среде. Требуемое значение времен обработки прерываний и коммутации задач составляет единицы-

десятков мкс. Время используется как параметр вычислений в отдельных алгоритмах и как управляющий параметр при реализации полной совокупности асинхронных динамических процессов управления объектом, образованных большим числом независимых источников активности (датчиков). Общим требованием является недопустимость потерять заявок на решение задач и получение результатов решений в строго регламентированные отрезки реального времени, определяемые логикой и динамикой процессов управления объектом.

Ошибки учета реального времени при проектировании и разработке ПО БЦВМ относятся к наиболее трудно выявляемым и в значительной мере определяют общую высокую трудоемкость его создания.

В целом же ошибки в ПО БЦВМ связаны с потенциальной опасностью больших материальных потерь (аварии материальной части, задержки работ), а в ряде случаев непосредственно определяют безопасность работ с объектом управления. Положение усложняется недопустимостью отработки ПО при реальном использовании объекта. Это существенно повышает необходимость тщательного обоснования технологии и инструментальных средств отработки и аттестации ПО БЦВМ.

БАЗОВЫЕ СХЕМЫ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ

Схема на рис. 1 иллюстрирует укрупненно спецификацию инструментальных средств и потоки данных при использовании для отработки ПО двух базовых схем: разомкнутых и замкнутых (Айзенберг, Конорев, 1982).

Технологическая схема первого типа — разомкнутая — основана на независимой разработке по одним и тем же алгоритмам двух программ управления, реализуемых соответственно на встроенной (объектной) БЦВМ и инструментальной технологической ЭВМ. С точки зрения целей отработки первая реализация, ПО БЦВМ, интерпретируется как «фактическая», а реализация на инструментальной ЭВМ, т. е. модель управляющих алгоритмов, — как «эталонная» программа.

Фактическая и эталонная программы разрабатываются «в две руки» различными коллективами специалистов.

Эталонная реализация замыкается на модель объекта управления и исполняется для некоторого тестового набора исходных данных. При этом образуется два потока данных: от модели объекта к управляющей программе и от управляющей программы к модели объекта. Первый поток имеет

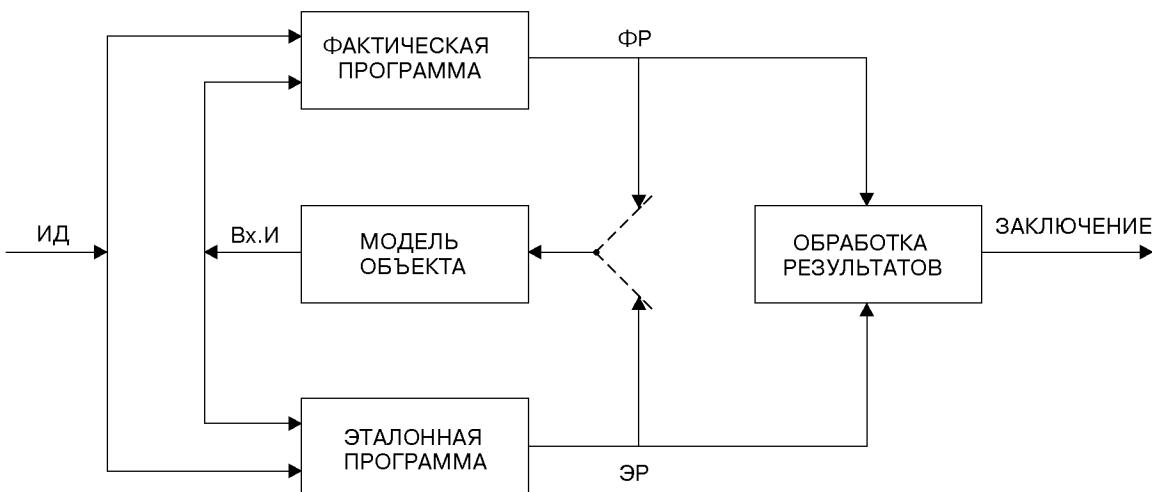


Рис. 1. Обобщенная схема отработки ПО

смысл входной информации (ВхИ) и исходных данных (ИД), а второй поток представляет эталонные результаты (ЭР), получаемые при реализации модели алгоритмов. Часть потока эталонных результатов, например результаты промежуточных вычислений, не используется моделью объекта и служит для обеспечения необходимого уровня диагностики при отладке ПО БЦВМ.

На следующем шаге фактическая управляющая программа — ПО БЦВМ исполняется от того же потока ВхИ при том же тестовом наборе ИД. Получаемый при этом поток результатов, включая промежуточные, интерпретируется как фактические результаты (ФР).

Метод отработки заключается в сравнении фактических и эталонных результатов. Совпадение их с точностью до некоторого допуска, определяемого различными погрешностями вычислений на инструментальной и объектной ЭВМ, является критерием соответствия обеих программ алгоритму. Это означает, что обработка результатов в технологической схеме I типа может производиться по формальным критериям, основанным на допусковом контроле фактических результатов отрабатываемой программы. Этalonные значения генерируются программой. Допуски на отличия эталонных и фактических результатов устанавливаются на основе анализа вычислительных погрешностей фактической и эталонной программ.

Главное достоинство этого метода заключается в высокой диагностической способности при отладке ПО. Недостатками его является высокая трудоемкость, связанная с необходимостью раздельной от-

ладки алгоритмов и ПО БЦВМ. Ошибки как в моделях алгоритмов, так и в ПО БЦВМ, приводят к несовпадению эталонных и фактических результатов и по определению должны быть устранены. Достоверность отработки определяется вероятностью совпадающих ошибок в эталонной и фактической программах.

Технологическая схема второго типа основана на оценке поведения модели объекта управления при взаимодействии ее с ПО БЦВМ (фактической управляющей программой) в замкнутой схеме с обратной связью. Достоинство этой технологической схемы заключается в уменьшении потребления ресурсов всех видов на одно испытание, так как эталонная программа не используется. Отработка алгоритмов и программ совмещена — модель объекта замкнута на фактическую (штатную) реализацию управляющих алгоритмов. Однако при этом локализация ошибок в ПО БЦВМ затруднена, так как отсутствуют программно генерируемые эталоны для фактических результатов.

Обработка фактических результатов в схеме этого типа производится на основе функционально ориентированных, «физических» критериев, всецело определяемых типом и характеристиками конкретного объекта управления. Такие критерии представляют конечные результаты работы СУ (например, точность выведения на орбиту, попадания в цель и т. п.), циклограммы функциональных и временных команд, логику функционирования и динамические погрешности на всех участках траектории и т. п.

Отработка в технологической схеме II типа при-

меняется после того, как доказано (с необходимой полнотой) соответствие управляющей программы алгоритмам управления с использованием схемы I типа.

С использованием описанных базовых схем могут быть реализованы следующие режимы отработки:

а) эталонный процесс замкнут, фактический отсутствует. Используется на этапах исследовательских задач и для отладки моделей объекта и алгоритмов;

б) фактический процесс разомкнут, эталонный замкнут. Типичная разомкнутая схема.

в) фактический процесс замкнут, эталонный отсутствует. Типичная замкнутая схема.

г) эталонный процесс разомкнут, фактический замкнут. Используется для специальных классов алгоритмов и исследовательских задач.

Для каждого из режимов возможны различные варианты организации во времени. Так, например, реализация моделей объекта, генерация эталонов, реализация ПО, обработка результатов могут производиться на инструментальной и объектной ЭВМ в общем случае в последовательно-параллельной схеме с различными вариантами совмещения процессов.

КОНЦЕПЦИИ ИНСТРУМЕНТАЛЬНОЙ ПОДДЕРЖКИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ

Разработка управляющих алгоритмов и их программной реализации на БЦВМ СУ объектов РКТ представляет сложный процесс принятия и экспериментальной отработки проектных решений, реализуемых в конечном итоге в виде аттестованного ПО БЦВМ, отвечающего всем требованиям для работы в составе СУ. Этот процесс является сугубо

коллективным видом деятельности. В его реализации принимают участие коллективы специалистов различной профессиональной ориентации: автоматическое управление, навигация, системный анализ, системное и прикладное программирование, организация испытаний и др.

Средства инструментальной поддержки таких работ организованы в интегрированные технологические среды, обеспечивающие выполнение всех видов работ по проектированию, испытаниям и сопровождению в эксплуатации алгоритмического и программного обеспечения СУ. Такие среды относятся к классу специализированных CASE-сред, ориентированных на системы жесткого регламента времени (Айзенберг, Конорев, 1986).

Ниже рассматриваются основные концепции, определяющие архитектуру и реализацию CASE-среды класса систем жесткого реального времени. Предложенные концепции обеспечивают решение проблем выбора адекватных технологических схем отработки, планирования и управления работами, организации и синхронизации данных технологических процессов отработки.

КОНЦЕПЦИЯ СВЯЗАННЫХ ЦЕЛЕВЫХ КОНТУРОВ

Модель технологии отработки ПО БЦВМ может быть представлена многоконтурной схемой, включающей целевые контуры трех типов (рис. 2).

Целевой контур является абстракцией для определения типов работ (моделирование, отладка, испытания и т. д.) по отработке управляющих алгоритмов и программ БЦВМ на различных этапах общего технологического цикла разработки СУ. Концепция связанных целевых контуров создает основы для декларирования и анализа специфики технологических процессов (задач), соответст-

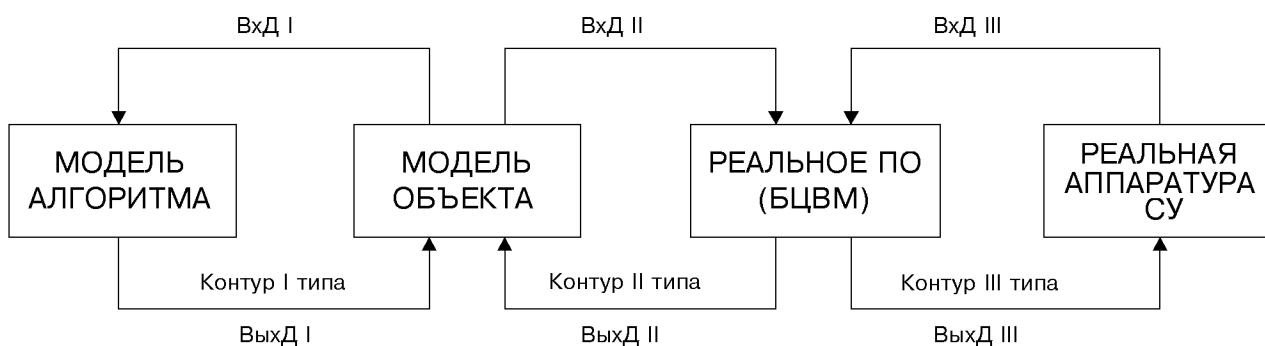


Рис. 2. Потоковая модель технологии отработки ПО БЦВМ

вующих им инструментальных средств и потоков данных в технологической CASE-среде, необходимых для отработки и аттестации ПО при оптимальном расходовании всех видов ресурсов, таких как персонал, оборудование, время.

По существу подавляющее большинство работ по отработке управляющих алгоритмов и программ БЦВМ относятся к классу задач моделирования. В предложенной классификации целевых контуров в качестве типообразующего признака выбрана характеристика инструментальной поддержки решения задач моделирования или, другими словами, тип инструментальной конфигурации контура.

Целевые контуры I типа обеспечивают решение задач математического моделирования. Основными информационными объектами таких контуров являются модели объекта управления, модели управляющих алгоритмов и модели фрагментов законов управления (исследовательские задачи), реализуемые на инструментальных ЭВМ.

Целевые контуры II типа используются для решения задач смешанного моделирования. Инструментальные средства в таких контурах представлены реальной управляющей программой, реализуемой БЦВМ, и математическими моделями объекта управления, реализуемых на инструментальных ЭВМ.

Целевые контуры III типа обеспечивают решение задач физического моделирования, при котором используется реальная аппаратура и программное обеспечение СУ, реальные агрегаты и оборудование объекта управления.

Предложенная классификация позволяет определять производные типы контуров, относящихся ко II типу (смешанное моделирование), необходимость в которых возникает в конкретных условиях в зависимости от типа объекта управления. Так, например, при работах в целевых контурах I типа могут в ряде случаев использоваться аналого-цифровые комплексы (АЦК) для реализации моделей объекта и управляющих алгоритмов. А в случае отсутствия корректных и достаточно простых для реализации математических моделей рулевых приводов систем стабилизации и регулирования в АЦК используются нагрузочные стенды, включающие реальные рулевые приводы, станции гидропитания, блоки управляемой нагрузки. Это типичный пример комбинированного использования средств математического и физического моделирования (формирование контуров II типа с использованием инструментальных средств контуров I и III типов).

Еще одним типичным примером комбинированного использования целевых контуров III и I типов являются случаи применения математических мо-

делей объекта управления для обеспечения комплексных испытаний объекта на стартовой позиции в виде «электронных» пусков с реальным полетным заданием, воспроизводящих конкретные условия предстоящего запуска объекта.

Общая спецификация задач включает
для целевых контуров I типа:

- разработку структуры управляющих алгоритмов для принятой в конкретном проекте декомпозиции СУ на подсистемы;
- исследование работы подсистем (стабилизации, выведения, регулирования и т. п.) в крайних режимах эксплуатации, включая экстремальные, с имитацией различных сочетаний допусков, погрешностей, внешних возмущений, отказов оборудования объекта и СУ и т. п.;
- выбор значений полетных заданий и настраиваемых переменных в ПЗУ БЦВМ;
- генерация эталонных результатов — контрольных примеров для работ в контурах других типов;

для целевых контуров II типа:

- отработку ПО в разомкнутых схемах с целью достижения соответствия его управляющим алгоритмам;
- автономную и комплексную отработку управляющих алгоритмов и ПО в условиях максимально приближенных к реальным с имитацией крайних режимов эксплуатации СУ;
- проведение «электронных пусков» — циклов моделирования в замкнутой схеме с реальным полетным заданием с целью верификации его, а также управляющих алгоритмов и программ для условий конкретного цикла натурных испытаний объекта;

для целевых контуров III типа:

- комплексную отработку аппаратуры, алгоритмов и ПО на автономных и комплексных стендах СУ;
- верификацию совместимости ПО и аппаратуры СУ;
- испытания на различных позициях и стендах для отработки и подготовки объекта к натурным испытаниям (контрольно-испытательные станции, технические и стартовые позиции, стенды прожига двигателей и т. п.).

Отладка и испытания с использованием целевых контуров II типа — это основной объем динамической отработки ПО БЦВМ. В контурах III типа осуществляются работы главным образом на завершающих этапах отработки СУ в целом и подготовки объекта управления к натурным испытаниям.

Обобщенная потоковая схема CASE-среды, включающая обсужденные типы целевых контуров,

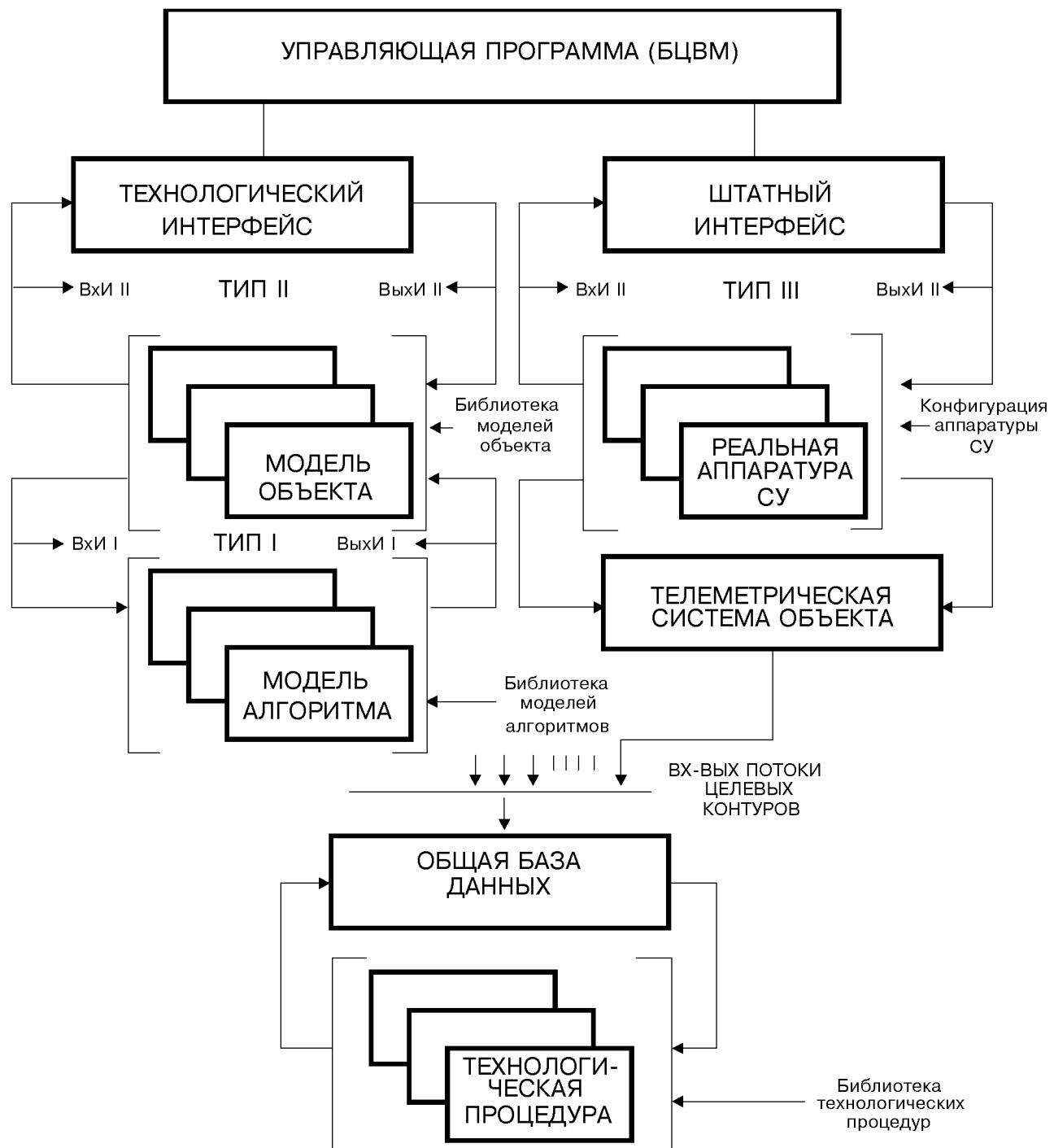


Рис. 3. Обобщенная схема потоков данных в CASE-среде при обработки ПО

приведена на рис. 3. Основные категории инструментальных средств целевых контуров — модели объекта, модели алгоритмов — представлены множествами программных компонентов библиотечного типа. Технологические процедуры, преобладающая часть которых является унифицированной для различных целевых контуров, также организованы по библиотечному принципу. Это создает основу для получения в полной мере преимуществ от использования принципа полиморфизма и позднего связывания при объектно-ориентированном подходе к реализации CASE-среды.

На схеме приведены потоки данных, имеющие смысл доставки данных от источника к потребителю:

ВхИ I, II, III — потоки входных данных для моделей алгоритмов и реальной БЦВМ;

ВыхИ I, II, III — потоки результатов (промежуточных и окончательных) реализации моделей алгоритмов или реального ПО БЦВМ.

Общая БД обеспечивает единое информационно-поисковое пространство для потоков данных всех целевых контуров.

Главной задачей CASE-среды является обеспечение эффективной методической и инструментальной поддержки коллективной разработки управляющих алгоритмов и ПО БЦВМ в рамках общей технологии создания СУ объекта управления. Критериями при этом являются обеспечение высокой производительности коллективного труда и достижение оптимальных соотношений «технологическая задача — сроки — стоимость».

Концепция связанных контуров основана на информационной совместимости целевых контуров и общей БД CASE-среды.

Информационная совместимость целевых контуров означает использование единой терминологической базы разработки СУ, совместимых интерфейсов инструментальных средств и средств междисциплинарного общения специалистов различных профессий — участников коллективной разработки СУ. Основой для реализации является использование нормативной базы (стандартов) обеспечивающей совместимость в CASE-среде языков публикации алгоритмов, языков программирования БЦВМ и языков формирования технологических спецификаций данных и управления заданиями в целевых контурах.

Общая БД CASE-среды является основой интеграции целевых контуров. Главным критерием ее организации — ориентация на процессы отработки ПО, протекающие во времени. СУ БД обеспечивает поддержку идентификации сущностей предметной области, количественное описание их, объединение

в группы технологических спецификаций, ведение и поддержание целостности.

В спецификации технологических данных входят, например, словари переменных и меток, формируемых компиляторами языков программирования, настройки каналов ввода-вывода технологического интерфейса БЦВМ, словари контрольных точек и т. п.

Основные типы информационных объектов общей БД CASE-среды представляют:

- документацию на ПО (исходные и объектные тексты, каталоги библиотек, таблицы распределения памяти, перекрестных ссылок и т. п.);
- тестовые данные (модели потоков входных, эталонных и фактических данных, статистика контрольных примеров и т. п.);
- спецификации технологических данных;
- состояния процессов отработки и т. п.

Контроль соответствия данных различных технологических операций основан на наследовании информационными объектами общей БД дат (времени) всех последовательных транзакций.

В общем случае БД целевого контура представляет собой подмножество общей БД CASE-среды.

КОНЦЕПЦИЯ СИНХРОНИЗАЦИИ ДАННЫХ ПРИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКЕ

В реальных условиях управляющая программа в определенные моменты времени, заданные периодом квантования входной информации СУ, выдает управляющие воздействия на объект и получает от объекта по каналам обратной связи информацию об изменении его состояния.

При отработке управляющая программа должна взаимодействовать с моделью объекта аналогичным образом. Однако наряду с этим должны быть выполнены определенные технологические операции.

К таким операциям относятся:

- регистрация данных (запись фактически и/или эталонных результатов), необходимых для проверки логической структуры программы и корректности (точности) вычислений;
- включение процедур обработки результатов и передача им необходимых данных;
- включение модели объекта и передача ей управляющих параметров;
- подготовка входной информации в модели абонентов БЦВМ;
- подстановка тестовых значений в качестве текущих значений выбранных переменных для

- обеспечения автономной отладки;
- операции отладчика: отображение значений переменных во всех типах ЗУ БЦВМ, ручная установка значений, прокрутка фрагмента программы, слежение за изменением переменных и т. п.

Из-за различий временной организации управляющей программы и программной модели управляющих алгоритмов на инструментальной ЭВМ возникает проблема установления соответствия при сравнении результатов выполнения обеих программ. Решение этой проблемы основано на использовании в технологии отработки аппарата контрольных точек. Контрольная точка — это точка в адресно-временном пространстве программы, представленная в общем случае всеми параметрами текущего состояния программы. Исходным решением является назначение (декларация) контрольных точек в управляющих алгоритмах. По существу это операция определения типов и мест установки датчиков информации для проведения циклов моделирования при отработке в целевых контурах различных типов.

Контрольная точка идентифицируется уникальным именем и порядковым номером.

Руководящим замыслом обеспечения синхронизации данных (в смысле установления взаимного соответствия) при отработке является связывание контрольных точек с событиями и параметрами управляющих алгоритмов, а не с реальным временем непосредственно. Это естественным путем решает проблему установления соответствия данных при сравнении фактических и эталонных процессов и контроля логической структуры управляющей программы при отработке в контурах различных типов.

С контрольной точкой связываются технологические операции из приведенного выше перечня. Эта связь задается описанием контрольной точки, содержащим перечень операций, которые необходимо выполнить в моменты ее реализации.

Описание контрольной точки имеет следующий формат:

тип операции [имя программы] [параметры]

Тип операции указывает одну из приведенных выше технологических операций (например, включение модели объекта и передача ей управляющих параметров). Тип операции введен для того, чтобы иметь возможность программного управления блокировкой-разблокировкой операций данного типа во всех контрольных точках (без изменения их описаний) в зависимости от частной схемы испытаний (например, при испытаниях в классической замкнутой схеме процедуры обработки результатов

для разомкнутой схемы должны отключаться).

Имя программы определяет конкретную программу в пределах перечня операций данного типа.

Параметры могут задаваться явным перечислением имен, ссылкой на файл или ключом-маской, определяющим группу параметров в словаре. Все необходимые атрибуты параметров содержатся в словарях переменных программы.

Реализация контрольной точки заключается в фиксации ее прохождения программой и выполнении заданных технологических операций.

Использование общего множества контрольных точек в эталонных и фактических программах позволяет контролировать правильность выполнения программ путем сравнения соответствующих параметров в одноименных контрольных точках.

Практическое использование предложенной концепции синхронизации данных при отработке, основанной на аппарате контрольных точек, обеспечивает:

- высокую «разрешающую способность» локализации ошибок и управления технологическими процессами при отработке ПО БЦВМ. Не существует никаких принципиальных ограничений на частоту «сети» контрольных точек, кроме затрат времени на их описание и замедление процесса выполнения программы. Поэтому оптимальное назначение контрольных точек — задача не тривиальная, связанная с нахождением желаемого компромисса между затратами и эффективностью отработки ПО БЦВМ. В предельном случае может существовать только одна контрольная точка, в которой реализуются все необходимые технологические операции;
- эффективный способ синхронизации данных при использовании многоконтурных моделей технологии проектирования программно-алгоритмического обеспечения БЦВМ СУ, относящихся к классу систем жесткого реального времени. Максимальный эффект достигается для случая управляющих программ с асинхронной организацией процессов, реализуемых в их операционных системах;
- возможность контроля логической структуры и аттестации отрабатываемой управляющей программы. Зарегистрированная в процессе отработки последовательность реализаций контрольных точек позволяет представить практически реализованный маршрут на логической схеме программы. Накопление такой информации для серии испытаний дает возможность аттестовать управляющую программу по критерию покрытия маршрутов и/или ветвей ее логической граф-схемы.

КОНЦЕПЦИЯ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМИ ПРОЦЕССАМИ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ

Отладка и испытания представляют разные типы работ при отработке управляющей программы, сильно отличающиеся целями и условиями проведения. Если цель отладки — локализовать и устранить ошибки в условиях, когда точно известно, что они есть, то цель испытаний — подтвердить, что ошибок нет. Отладка — это эвристический пошаговый процесс, который спланировать заранее возможно только в общих чертах. Он требует постоянного участия человека. Испытания же можно проводить по намеченному плану в автоматических режимах. Реально отработка ПО систем жесткого реального времени представляет собой сложный технологический процесс, включающий трудно предсказуемые итеративные комбинации процессов отладки и испытаний.

Метод контрольных точек, описанный в предыдущем разделе, обеспечивает высокую избирательность и глубину проникновения в отрабатываемую программу, учет ее логической структуры и последовательности протекающих процессов и событий, нужную степень дифференциации отладочных и испытательных технологических процедур. Однако для полного использования потенциальных возможностей предложенного метода необходимо гибкое (адаптивное) управление. Под управлением контрольными точками понимаются способы их установки и активизации.

Возможно два способа установки контрольных точек: статический и динамический.

Статический способ заключается в предварительной установке контрольных точек на этапе проектирования программы. Используется для достижения оптимального покрытия логики программы и синхронизации вспомогательных процессов при минимальном количестве контрольных точек. Выбор размещения контрольных точек для таких операций синхронизации, как включение модели и ввод входной информации, должен производиться особенно тщательно с учетом всех динамических характеристик СУ.

Динамический способ позволяет вводить контрольные точки оперативно, в процессе отладки. При этом либо используется существующее в библиотеке описание, либо составляется новое из существующих операций и параметров.

Для придания большей гибкости, в особенности статическому способу, используется механизм активизации контрольных точек, охватывающий три уровня:

- контрольные точки или их группы;
- операции или их группы;
- параметры или их группы.

Во время испытаний реализуются только активные контрольные точки, операции и параметры. Управление активностью (включение и блокировки) контрольных точек производится внешними технологическими процедурами.

В целом же понятие адаптивного управления отработкой означает возможность приспособления путем гибкой оперативной перенастройки инструментальных средств для:

а) отработки управляющих программ СУ различных типов объектов управления, относящихся к классу систем жесткого реального времени;

б) реализации оперативно меняющихся планов и объемов отработки в условиях трудно прогнозируемых, сложно протекающих процессов отработки ПО БЦВМ в составе общей технологии разработки СУ объектов ракетно-космической техники.

Адаптивное управление работами при отработке управляющих программ является характеристикой архитектуры CASE-среды. Представляемая концепция адаптивного управления основана на использовании трех системообразующих принципов:

1. Отрабатываемая программа (ПО БЦВМ) является ведущим элементом технологических процессов отработки, формирующим в адресно-временном пространстве управляющей программы запросы-директивы на выполнение технологических операций. Способ формирования запросов-директив основывается на использовании контрольных точек и должен поддерживаться архитектурой инструментальных средств CASE-среды (наличие механизма слежения и перехвата требуемого адреса при выполнении управляющей программы на БЦВМ).

2. Внешнее, программное управление службой времени, состоянием каналов мультиплексного обмена и внутренних регистров БЦВМ. На этой основе реализуются старт-стопные режимы и динамические остановы без потерь точности реального времени при исполнении управляющей программы на БЦВМ. Процедуры управления службой времени и состоянием внутренних регистров поддерживаются архитектурой БЦВМ и являются стандартными процедурами технологической CASE-среды, выполняемыми инструментальной ЭВМ. С их помощью обеспечиваются возможности останова, фиксации состояния и результатов, коррекции текущего состояния и возобновления выполнения управляющей программы для любой точки моделируемой траектории движения объекта управления. На этом принципе достигается эффективное тестирование конфигураций ПО с древовидной логической

структурой. Трудно формализуемые процедуры отладки управляющей программы в терминах языков программирования основаны также на программной доступности ЗУ и внутренних регистров БЦВМ.

3. Гибкое формирование требуемых конфигураций инструментальных средств CASE-среды для выполнения работ в целевых контурах. Это свойство достигается на основе использования механизма установления отношений частичного порядка на множестве инструментальных средств различных связанных целевых контуров и включение его в операторский интерфейс CASE-среды. Благодаря этому обеспечивается возможности оперативного планирования отработки и реализации совмещенных режимов работы в различных целевых контурах. Методологической основой реализации концепции является объектно-ориентированный подход при проектировании и разработке CASE-среды. В результате создаются развивающиеся библиотеки различных классов объектов с использованием принципа наследования свойств в пределах класса, стандартные механизмы динамического взаимодействия инструментальных средств (объектов) на основе посылки и приема сообщений и средства сборки требуемых конфигураций инструментальных средств на основе принципов полиморфизма, позднего связывания и управляющего монитора.

АРХИТЕКТУРА ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ СРЕДСТВ ДИНАМИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ В CASE-СРЕДЕ.

Структурная схема подсистемы комплексной динамической отработки ПО БЦВМ в CASE-среде представлена на рис. 4. Образование требуемых для конкретной СУ конфигураций инструментальных средств осуществляется путем реализации запроса на сборку из библиотечных компонентов и настройки их на характеристики конкретной СУ.

Типовая спецификация необходимых аппаратных средств инструментальной среды в общем случае включает модули:

- формирования и выдачи по программе инструментальной ЭВМ команд управления БЦВМ;
- последовательный порт ввода-вывода для организации двухстороннего обмена функционально маркированными запросами-директивами между отрабатываемой программой БЦВМ и инструментальной ЭВМ. Организация доступа БЦВМ ко всем абонентам инструментальной ЭВМ функционально эквивалентна оснащению БЦВМ всем периферийным оборудованием инструментальной ЭВМ (videотерминал, НЖМД,

принтер и т. п.);

- порт обмена между инструментальной ЭВМ и БЦВМ параллельными кодами. Данный порт поддерживает выполнение директив-запросов настройки инструментальной среды на отработку конкретной программы БЦВМ, директив обмена информацией между отлаживаемой программой и инструментальной ЭВМ, организацию диалогового режима взаимодействия с отрабатываемой программой и т. п.;
- технологических прерываний отлаживаемой программы по заданным временным и программным координатам (динамический останов БЦВМ) и, как следствие, возможность априорного и оперативного планирования процесса отладки программ БЦВМ путем расстановки контрольных точек (в том числе и «бесконтактным» методом, без ввода в отрабатываемую программу технологических вставок);
- блокировки службы реального времени БЦВМ и мультиплексных каналов обмена (КМО) с абонентами СУ при динамических остановах отрабатываемой программы.

В частных случаях перечисленные модули могут быть элементами архитектуры инструментальных или встроенных ЭВМ. В состав базы данных в общем случае входят:

- база данных проекта СУ;
- база данных программных компонент CASE-среды.

Опыт АО ХАРТРОН показывает, что для генерации в CASE-среде конфигураций инструментальных комплексов динамической отработки ПО БЦВМ, отвечающих требованиям СУ различных типов объектов управления, достаточной является следующая спецификация классов базовых программных компонентов:

- драйверы обмена между БЦВМ и инструментальной ЭВМ по параллельному и последовательному портам;
- динамические настройки драйверов обмена на реализацию конкретной директивы-запроса;
- статические настройки на конкретный проект СУ;
- монитор реализации директив-запросов.

Интерфейс пользователя CASE-среды обеспечивается с помощью меню двух классов:

- меню одиночных директив-запросов;
- меню пакетов директив-запросов.

Типовая спецификация директив-запросов состоит из следующих классов объектов:

- загрузка отлаживаемой программы из базы данных в ЗУ БЦВМ;
- загрузка настроек алгоритмов СУ и настроек

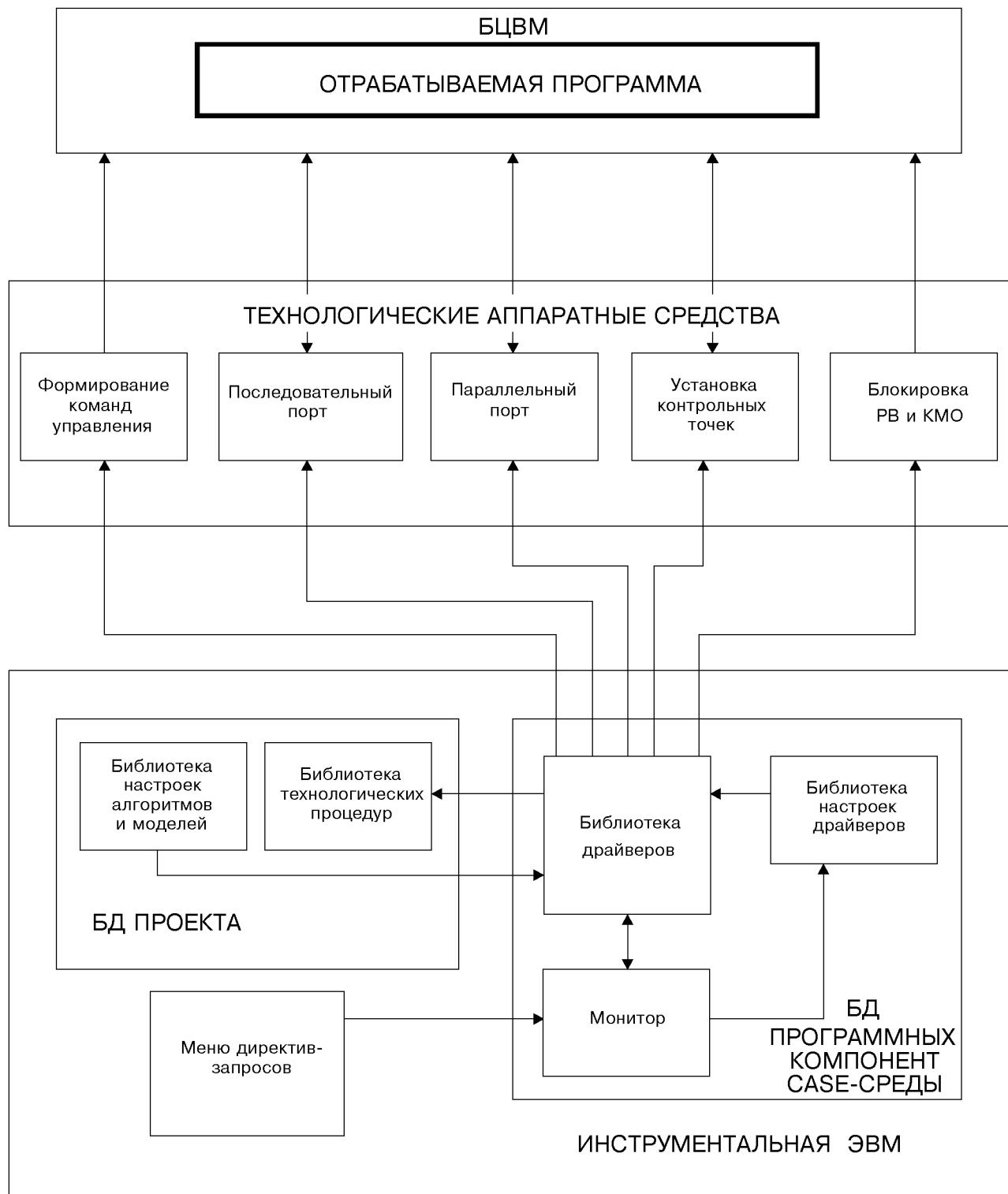


Рис. 4. Архитектура инструментальных средств динамической отработки ПО БЦВМ

- математической модели объекта управления из БД в ПЗУ БЦВМ;
- установка исходного состояния ЗУ БЦВМ, необходимого для отлаживаемой программы;
- установка исходного состояния моделей бортовых и наземных абонентов СУ;
- настройка параметров цифровых моделей объектов управления;
- формирование списка временных и программных координат динамических остановов отлаживаемой программы;
- корректировка параметров в ЗУ БЦВМ;
- формирование временных координат и перечня параметров, записываемых в БД и выдаваемых на видеотерминал или принтер;
- формирование списка временных и программных координат участков отлаживаемой программы, на которых включается режим трассировки программных модулей;
- обработка тактовой метки (метка конца цикла решения алгоритмов управления);
- включение цифровой модели объекта управления;
- прием и запись в БД технологических кадров, содержащих результаты работы отлаживаемой программы;
- формирование и запись в БД трассы (маршрута) заданного участка программы в заданном интервале времени;
- прием и запись в БД координат переполнения разрядной сетки БЦВМ.

Объектно-ориентированный подход обеспечивает специализацию и необходимые модернизации перечисленных классов объектов путем оперативного создания подклассов и развития библиотек CASE-среды (драйверы, технологические процедуры, директивы).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Технология отработки и аттестации ПО БЦВМ СУ ракетно-технической тематики является высокоспециализированной и существенно отличается от технологии ПО других типов, например ПО АСУТП промышленного профиля.

Основные причины специализации:

- уникальность задач СУ конкретного типа ракеты или космического аппарата;
- невозможность проведения отработки ПО с реальным объектом, принципиальное отсутствие возможности проведения тестов для отработки ПО в основных режимах работы ракеты или космического аппарата;

- прямая зависимость логики, точности, динамики СУ в целом от характеристик ПО БЦВМ (ПО БЦВМ функционирует непосредственно в контурах управления необратимыми операциями и движением объекта) и высокая (а в ряде случаев катастрофически высокая) цена ошибки в ПО, следствием чего является необходимость решения для динамической отработки ПО проблем адекватной имитации условий, максимально приближенных к реальным условиям основных (полетных) режимов ракеты или космического аппарата.

2. Изложенные в статье концепции технологии динамической отработки и аттестации ПО БЦВМ являются обобщением опыта работ АО ХАРТРОН, начиная с 1964 г., и представляют важную составную часть прикладной теории программирования встроенных ЭВМ систем жесткого реального времени.

Корректность и практическая эффективность концепций подтверждена положительными результатами динамической отработки и аттестации ПО БЦВМ при проведении свыше 300 пусков (циклов натурных испытаний) ракет и космических аппаратов различных типов.

3. На различных этапах работ существенный вклад в проведение теоретических и экспериментальных исследований, создание основ прикладной теории и практическую реализацию технологии динамической отработки и аттестации ПО БЦВМ внесли следующие специалисты АО ХАРТРОН:

Бондарев А. И., Батаев В. А., Воронченко В. Г., Герасименко В. И., Гристан А. С., Гончар А. С., Дудник Е. И., Демидов Е. Н., Корума С. С., Крупский В. С., Красногоров В. С., Калногуз А. Н., Кириченко А. Ф., Лысенко А. А., Макаренко А. Я., Рыжавская Н. Г., Романенко В. Н., Симагин В. Г., Стадник В. Д., Сухоребый В. Г., Стрелец А. А., Филиппова К. А., Чумаченко В. И., Черкашин В. Д., Чернышов М. А., Юрченко Л. Д. и многие другие.

Всем им авторы выражают глубокую признательность.

Айзенберг Я. Е., Конорев Б. М., Щербаченко В. Т. и др.
Комплекс автономного управления ракеты-носителя «Энергия». Теоретические принципы построения, управляющие алгоритмы и программы, разработка, отработка, натурные испытания. Цикл работ. — Харьков, Хартрон, 1985—1990 г.г.

Айзенберг Я. Е., Бек А. В., Лысенко А. А. и др. Система управления транспортного корабля снабжения и функционально-грузовых орбитальных модулей «Квант», «Кристалл», «Спектр», «Природа». Теоретические принципы построения, управляющие алгоритмы и программы, разработ-

- ка, отработка, натурные испытания. Цикл работ. — Харьков, Хартрон, 1966—1996 гг.
- Айзенберг Я. Е., Златкин Ю. М., Каменев В. П. и др. Система управления семейства межконтинентальных баллистических ракет. Теоретические принципы построения, алгоритмы управления и контроля, ПО БЦВМ, разработка, отработка, натурные испытания. Цикл работ. — Харьков: Хартрон, 1964—1991 гг.
- Айзенберг Я. Е., Конорев Б. М. Организация имитационного моделирования в автоматизированных системах производства программ реального времени // УСиМ.—1982.—№ 4.—С. 83—87.
- Айзенберг Я. Е., Конорев Б. М. Концепция технологической среды производства программного обеспечения встроенных ЦВМ систем реального времени // Технология программирования: Докл. II Всесоюз. конф. — Киев, 1986.—С. 13—19.

DYNAMIC TESTING OF ON-BOARD EMBEDDED COMPUTER SOFTWARE OF MISSILE AND SPACECRAFT CONTROL SYSTEM

Ya. E. Aisenberg, A. V. Bek, Yu. M. Zlatkin,
V. P. Kamenev, B. M. Konorev, and V. T. Shcherbachenko

For a wide range of missiles and spacecraft the on-board embedded computer (BEC) software as an element of a guidance and control system (G&CS) determines to a considerable degree the logic, dynamics and accuracy of functioning of the object under control,

being an implementation of control algorithms. Real time interaction of BEC software with real equipment directly within the control loop of complex irreversible process in main performance modes predetermines ultimately hard requirements as to the quality of its testing and enormous labour consumption. As a result there is a crucial dependence of the quality, development time, and cost of the control system as a whole on BEC software. Using the adequate BEC programming technology is the principal way of solving this problem. Goals and significance of dynamic testing in the form of "electronic launches" are determined on a qualitative level within the context of general technology of creating G&CS. Methodology of dynamic BEC software testing which is considered to be the most important part of application theory of programming BEC for missile and spacecraft G&CS, which belong to the hard real-time systems, is described informally. Block diagrams of BEC software testing are discussed in terms of data flow model, and principal concepts of their CASE tool support realization, i. e., concepts of coupled target loops, data synchronization and adaptive process control have been stated. Materials of the article present a generalization of Hartron experience starting from the 60s in the field of creating software for G&CS BEC in the main areas of missile and spacecraft industry: heavy rocket carrier "Energia", a family of functional modules "Kvant", "Krystall", "Spektr", "Pryroda", orbital manned stations, a family of intercontinental ballistic missiles with separating heads including missiles of SS-18, SS-19 types, transportation vehicles and power-supply functional and transport module in the American-Russian project of the international space station "Alfa", etc. Correctness and practical efficiency of the concepts have been confirmed by the results of BEC software testing in support of above 300 launches of missile and space vehicles of various types. The article is aimed at experts engaged in investigations, technologies, and practical management in the programming of BEC for hard real-time systems.

УДК 519.95:629.7

Многокритериальный синтез управления процессом выводения авиационно-космических систем на орбиту

О. С. Урусский

Інститут прикладних проблем та технологій АТН України, Київ

Надійшла до редакції 23.12.96

Запропоновано метод багатокритеріального синтезу керування процесом виведення авіаційно-космічних систем на орбіту. Метод базується на скалярному згортанні часткових критеріїв за нелінійною схемою компромісів і диференціальних перетвореннях математичної моделі траєкторного руху авіаційно-космічних систем.

Многие прикладные задачи управления в космонавтике являются многокритериальными. Математическая модель таких задач содержит векторное дифференциальное уравнение, описывающее процесс выведения авиационно-космических систем на орбиту:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0, \quad (1)$$

где $\mathbf{x} = \mathbf{x}(t)$ — n -мерный вектор состояния, $\mathbf{u} = \mathbf{u}(t)$ — m -мерный вектор управления ($m < n$), \mathbf{f} — непрерывная и непрерывно дифференцируемая по совокупности переменных \mathbf{x} , \mathbf{u} , t вектор-функция обобщенной силы, $t \in [t_0, T]$ — время, граничное значение T которого в зависимости от постановки задачи может быть задано или не фиксировано.

$$\mathbf{S}[\mathbf{x}(T), T] = 0, \quad (2)$$

где $\mathbf{x}(T)$ — вектор конечного состояния. Качество системы управления динамическим объектом (1) оценивается совокупностью частных критериев, за-

данных функционалами

$$I_j = Q_j[x(t), T] + \int_{t_0}^T \Phi_j(x, u, t) dt, \quad (3)$$

где $j = 1, 2, 3, \dots, r$, функции Q_j и Φ_j имеют непрерывные частные производные по x и u . Частные критерии (3) являются компонентами r -мерного векторного критерия $I = (I_1, I_2, \dots, I_r)$.

Полагаем, что векторный критерий I ограничен допустимой областью $\Omega(I)$. Каждая компонента векторного критерия I описывается функционалом (3), определенным на решениях векторного дифференциального уравнения (1) при управлении из класса додопустимых управлений U .

Многокритериальная задача синтеза оптимального управления (Воронин, 1992) заключается в определении экстремалей $\{x^*(t), u^*(t)\}$, $u^* \in U$, $I^* \in \Omega(I)$, $t \in [t_0, t]$, которые при заданных дифференциальных связях (1) и граничных условиях (2) оптимизируют векторный функционал I .

В дальнейшем полагаем, что векторный функционал I минимизируется, а допустимая область его изменения задается системой ограничений

$$M \leq I_j \leq 0, \quad j=1, \dots, r, \quad (4)$$

где M_j определяет верхнюю границу допустимого значения компоненты I_j векторного критерия \mathbf{I} .

В работе Воронина (1992) предложен метод скалярной свертки частных критериев по нелинейной схеме. Этот метод приводит многокритериальную задачу к решению одной задачи оптимизации функционала

$$J = \sum_{j=1}^r \frac{M_j}{M_j - I_j} \quad (5)$$

при условиях (1), (2), и (4).

В данной статье предлагается повысить вычислительную эффективность метода решения многокритериальной задачи (1)–(4) по нелинейной схеме компромиссов путем преобразования исходной математической многокритериальной задачи в область изображений и применения математического аппарата дифференциальных преобразований (Пухов, 1990):

$$\underline{x}(t) = X(k) = \frac{h^k}{k!} \left[\frac{d^k x(t)}{dt^k} \right]_{t=t_0}, \quad (6)$$

где $x(t)$ — вещественная аналитическая функция вещественного аргумента; $X(K)$ — дискретная функция численного аргумента $K = 0, 1, 2, \dots$, которая называется дифференциальным спектром функции $x(t)$ в точке $t = t_0$; h — масштабная постоянная, имеющая размерность аргумента t ; черта снизу — символ преобразования.

Дифференциальные преобразования позволяют заменить в математической модели функции $x(t)$ непрерывного аргумента их квазианалоговыми моделями в форме дискретных функций $X(K)$ целочисленного аргумента $K = 0, 1, 2, \dots$, которые образуют дифференциальный спектр функций времени.

Математические модели, преобразованные по типу (6), будем называть спектральными моделями. В дальнейшем полагаем, что функции времени, используемые для математического описания (1)–(4) многокритериальной задачи являются аналитическими.

Построим аналог метода Ритца в области изображений, применив дифференциальные преобразования (6). Вектор оптимального управления $\mathbf{u}^*(t)$, являющийся решением многокритериальной задачи (1)–(4), определим в классе аналитических функций $\mathbf{U}(t, \mathbf{C})$, где $\mathbf{C} = (C_1, C_2, \dots, C_N)$ — вектор свободных параметров. Дифференциальные преобразования вектора управления $\mathbf{U}(t, \mathbf{C})$ определяют его дифференциальный спектр при $h = T$ и $t = 0$:

$$u(t, \mathbf{C}) = u(K, \mathbf{C}) = \frac{T^k}{k!} \left[\frac{d^k u(t, \mathbf{C})}{dt^k} \right]_{t=0}. \quad (7)$$

Уравнение (1) на основании дифференциальных преобразований (6) сводится к рекуррентному выражению

$$X(K+1, \mathbf{C}) = \frac{T}{k+1} f[X(K, \mathbf{C}), u(K, \mathbf{C}), t], \\ x(0) = x_0. \quad (8)$$

Из выражения (8) определяется дифференциальный спектр $X(K, \mathbf{C})$ функции состояния $X(t, \mathbf{C})$ по заданному дифференциальному спектру (7) функции $U(t, \mathbf{C})$. Дифференциальный спектр $X(K, \mathbf{C})$ позволяет выразить вектор конечного состояния в виде

$$X(T, \mathbf{C}) = \sum_{k=0}^{\infty} X(K, \mathbf{C}). \quad (9)$$

Границное условие (2) с учетом выражения (9) дает систему управлений для определения q компонент вектора свободных параметров

$$\mathbf{S} = [X(T, \mathbf{C}), T] = 0. \quad (10)$$

Введем вектор вспомогательных переменных $\mathbf{y} = (y_1, y_2, \dots, y_r)$, компоненты которого имеют вид:

$$y_j = I_j, \quad j = 1, \dots, r, \quad (11)$$

где I_j определяется выражением (3). Дифференциальные преобразования (6) выражений (3) и (5) с учетом введенных обозначений (11) определяет свертку частных критериев по нелинейной схеме компромиссов в виде функции нефиксированного времени T и вектора неопределенных констант \mathbf{C}

$$J(T, \mathbf{C}) = \sum_{j=1}^r \frac{M_j}{M_j - y_j(T, \mathbf{C})}, \quad (12)$$

$$y_j(T, \mathbf{C}) = \theta_j[x(T), T] + T \sum_{k=0}^{\infty} \frac{\Phi[X(K, \mathbf{C}), u(K, \mathbf{C}), t]}{k+1}, \\ j = 1, 2, \dots, r. \quad (13)$$

Приравнивая к нулю частные производные $J(T, \mathbf{C})$ по T и $N-q$ компонента вектора \mathbf{C} , получим $N-q+1$ уравнений для определения T и $N-q$ компонент вектора \mathbf{C} :

$$\frac{dI(T, \mathbf{C})}{dT} = 0, \quad \frac{dI(T, \mathbf{C})}{dC_s} = 0, \quad (14) \\ q = 1 \leq s \leq N.$$

Формулы (10)–(14) позволяют найти время T и N компонент вектора \mathbf{C} в том случае, если экстрем-

мум функции $J(T, C)$ лежит внутри области (4).

Применение дифференциальных преобразований (6) для реализации метода Ритца дают принципиальную возможность получить точное решение многокритериальной задачи (1)–(4) при условии точного отображения функций времени конечным дифференциальным спектром.

Основное достоинство предложенного метода заключается в том, что он устанавливает в неявной форме (10), (14) нелинейную связь многокритериального управления $u[t, C(T, X)]$ с вектором текущего состояния $x(t)$, позволяя формировать управление по обратной связи от компонент траекторного движения авиационно-космических систем в процессе выведения ее на орбиту. С целью оценки эффективности предложенного метода выполнен синтез многокритериального управления процессом выведения на орбиту многоразовой авиационно-космической системы МАКС. Многокритериальный алгоритм сравнивался с алгоритмом управления АКС, использующий прогноз-модель (Урусский, 1990). В результате моделирования на цифровой вычислительной машине было установлено, что многокритериальный алгоритм позволяет снизить скоростной напор на 22 %, тепловой поток — на 50 %, температуру на поверхности авиационно-космических систем — на 10 % и обеспечива-

ет такую же высокую точность выведения в заданные конечные условия. Этот положительный эффект достигался за счет незначительного увеличения расхода топлива на 0,1 % по сравнению с оптимальным по расходу топлива алгоритмом управления.

Воронин А. Н. Многокритериальный синтез динамических систем. — Киев: Наук. думка, 1992.—160 с.

Пухов Г. Е. Дифференциальные спектры и модели. — Киев: Наук. думка, 1990.—184 с.

Урусский О. С. Алгоритм траекторного управления составным объектом на участке выведения с использованием прогноз-модели // Оборудование летательных аппаратов.—1990.—Вып. 6—7.—С. 23—25.

MULTICRITERIA SYNTHESIS OF THE MANAGEMENT OF THE INJECTION OF AN AIRCRAFT-SPACE SYSTEM INTO THE ORBIT

O. S. Uruskii

We propose a method for the multicriteria synthesis of the management of the injection of an aircraft-space system into the orbit. The method is based on the scalar convolution of particular criteria accordingly to the nonlinear trade-off scheme and on the differential transformations of a mathematical model of ASS trajectory motion.

УДК 537.531:621.371

Осесимметричное сферического сегмента воздействие импульсным диполем

О. В. Буданов, С. Л. Просвирнин

Радіоастрономічний інститут НАН України, Харків

Надійшла до редакції 20.02.97

Розглянуто алгоритм розрахунку електромагнітного поля, породжуваного імпульсним джерелом поблизу ідеально провідного сферичного сегмента. Приведено результати для густини струму, наведеної на поверхні сегмента, і розсіяніх полів.

ВВЕДЕНИЕ

Результаты данной работы могут иметь довольно широкую область применения, включающую, в частности, моделирование излучения антеннами сверхшироколосных сигналов, задачи электромагнитной совместимости и т. п. Однако основным побудительным мотивом ее выполнения явилось желание получить с использованием простейшей модели оценки поля, возбуждаемого искровым разрядом у поверхности космического аппарата.

Потоки заряженных частиц, попадая на внешние элементы конструкции космического аппарата, заряжают их. Величина накапливаемого заряда зависит от свойств материала, формы элемента, его ориентации относительно потока заряженных частиц и т. д. Поэтому различные элементы заряжаются до разных потенциалов. Разность потенциалов может достигать величины, достаточной для возникновений искрового разряда. Электромагнитное поле искры вызывает помехи в работе бортовых радиоэлектронных устройств. Задача заключается в получении данных об электромагнитном поле разряда вблизи проводящей поверхности и их использовании для оценки э.д.с., которая может наводиться в электронных цепях.

Искровой источник будем моделировать точечным диполем с нестационарной плотностью тока. В качестве простейшей модели проводящей поверх-

ности выберем аксиально-симметричный сегмент сферы.

Воздействие проводящей сферы монохроматическим диполем, расположенным у ее поверхности, рассмотрено Марковым и Чаплиным (1983) методом разделения переменных. Использование обратного преобразования Фурье дает возможность найти поле при нестационарном возбуждении сферы.

Задача о монохроматическом возбуждении сферы с отверстием и сферического кольца рассмотрена в целом ряде работ методом полуобращения оператора, результаты которых обобщены Шестопаловым (1983). Однако использование этого метода вместе с обратным преобразованием Фурье для исследования поля при нестационарном возбуждении нецелесообразно из-за сложности алгоритма и большого объема необходимых вычислений. Более простым оказывается непосредственное использование уравнений во временной области.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ

Сферический идеально проводящий бесконечно тонкий аксиально-симметричный сегмент, имеющий радиус a и угловые размеры θ_1 и θ_2 , (рис. 1), возбуждается точечным диполем, расположенным на оси Oz на расстоянии r_0 от начала координат. Вектор импульсной плотности тока диполя направ-

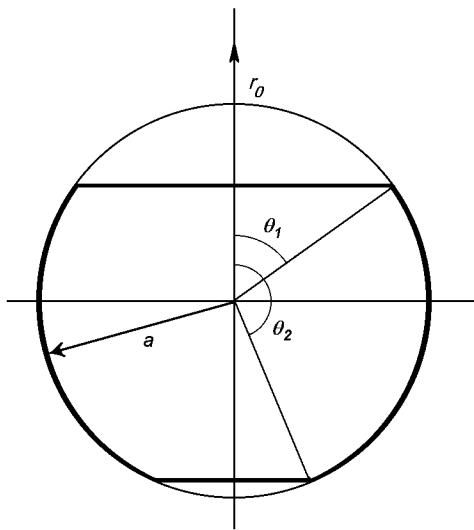


Рис. 1. Идеально проводящий сферический сегмент радиуса a и электрический диполь в точке r_0

лен вдоль оси Oz .

Плотность поверхностного тока на сегменте удовлетворяет так называемому интегральному уравнению электрического поля, которое во временной области имеет вид (Bennet, 1978)

$$\left[\frac{\partial^2 \mathbf{A}}{\partial t^2} + \nabla \psi \right]_{\tan} = \left[\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t} \right]_{\tan}, \quad (1)$$

где

$$\mathbf{A}(\mathbf{r}, t) = \frac{\mu_0}{4\pi} \int_s \frac{\mathbf{J}(\mathbf{r}', \tau)}{R} d\mathbf{r}' \quad (2)$$

— векторный потенциал,

$$\psi(\mathbf{r}, t) = -\frac{1}{4\pi\epsilon_0} \int_s \frac{\nabla'_s \mathbf{J}(\mathbf{r}', \tau)}{R} d\mathbf{r}' \quad (3)$$

— производная по времени от скалярного потенциала, \mathbf{J} — поверхностная плотность тока, ∇'_s — оператор поверхностной дивергенции, \mathbf{r} и \mathbf{r}' — точки наблюдения и интегрирования соответственно, $R = |\mathbf{r} - \mathbf{r}'|$, $\tau = t - R/c$ — время запаздывания, \mathbf{E}^i — электрическое поле источника (диполя) в свободном пространстве.

В рассматриваемом нами частном случае осевой симметрии источника и сферического сегмента интегральное уравнение (1) является скалярным уравнением относительно единственной отличной от нуля составляющей плотности поверхностного тока, зависящей от полярного угла и времени.

МЕТОД РЕШЕНИЯ

Решение уравнения (1) получено численно методом моментов. Поверхностные интегралы в выражениях (2) и (3) заменены суммами интегралов по малым элементам поверхности, на которые разбит весь сферический сегмент. Элементы поверхности получены следующим образом. Полная поверхность сферического сегмента разбита «параллелями» на кольца одинаковой ширины. Каждое такое кольцо отрезками «меридианов» делится на ячейки, причем таким образом, чтобы размеры ячеек были примерно одинаковыми по всей поверхности сферического сегмента. Поэтому число ячеек в каждом элементарном кольце убывает от экватора к полюсам.

Поверхностная плотность тока представлена в виде разложения

$$J(\theta, t) = \sum_{n=1}^N \sum_{j=-\infty}^{\infty} a_{n,j} V_n(\theta) U_j(t), \quad (4)$$

где

$$V_n(\theta) = \begin{cases} 1, & |\theta - \theta_n| < h_\theta/2, \\ 0, & |\theta - \theta_n| > h_\theta/2 \end{cases}$$

— кусочно-постоянные базисные функции, h_θ — угловая ширина элементарного кольца, N — число элементарных колец,

$$U_j(t) = \begin{cases} 1 - |t - t_j|/h_t, & |t - t_j| < h_t, \\ 0, & |t - t_j| > h_t \end{cases}$$

— кусочно-линейные базисные функции («функции крышки»), h_t — шаг дискретизации по времени.

Весовыми функциями в методе моментов выбраны δ -функции времени и координат, т. е. уравнение (1) заменено системой уравнений в пространственных и временных узлах.

При решении использована рекуррентная по времени процедура получения значений плотности поверхностного тока, суть которой состоит в том, что ток в элементарной ячейке в каждый момент времени выражается через падающее поле (поле источника) и токи в других ячейках поверхности рассеивателя в предыдущие моменты времени (Митра, 1977; Rao et al., 1991). Как известно, такая рекуррентная процедура применима, если линейный размер ячейки больше, чем расстояние, проходимое светом за один временной интервал.

В результате решения уравнения (1) методом моментов строится матрица коэффициентов $a_{n,j}$, разложения плотности поверхностного тока (4) и, таким образом, может быть найдено пространст-

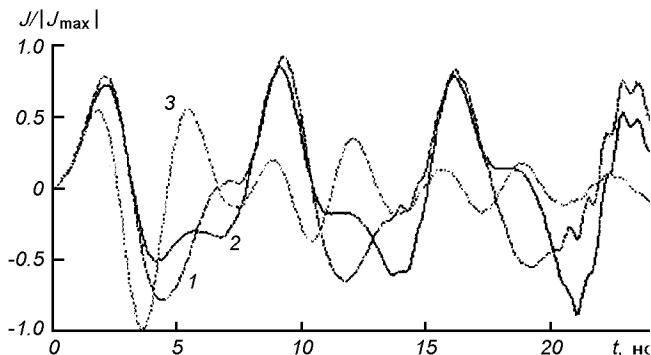


Рис. 2. Нормированные плотности поверхностных токов на экваторах сегментов с угловыми размерами 10° – 170° (1), 45° – 135° (2), 80° – 100° (3) при $a = 100$ см и $r_0 = 0$; $T = 1.4$ нс

венно-временное распределение плотности поверхности тока на сферическом сегменте.

ЧИСЛЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

В качестве источника первичного поля выбран сторонний ток с объемной плотностью

$$\mathbf{j}(\mathbf{r}, t) = \mathbf{e}_z \delta(\mathbf{r} - \mathbf{r}_0) s(t).$$

Зависимость от времени для определенности взята в виде

$$s(t) = \exp \left[-\frac{(t - t_0)^2}{T^2} \right],$$

где $t_0 = 3$ нс, а $T = 1$ нс или 1.4 нс в разных примерах.

После того как вычислено распределение плотности поверхности тока, можно найти рассеянное поле \mathbf{H} по формуле

$$\mathbf{H} = \frac{1}{\mu_0} \text{rot} \mathbf{A}, \quad (5)$$

а затем, оценивая изменение магнитного потока через тот или иной электрический контур, определить наведенную в этом контуре э.д.с.

Для вычисления поля в дальней зоне из (5) можно получить формулу

$$H_\varphi(r, t) = \frac{1}{4\pi r c} \int_S \frac{\partial J}{\partial \tau} dS.$$

Для оценки влияния характерного линейного размера ячейки l на точность результатов были посчитаны токи на сегменте сферы радиусом 1 м с угловым размером 10° – 170° при разных величинах отношения l/ch_i . Для получения достаточно хоро-

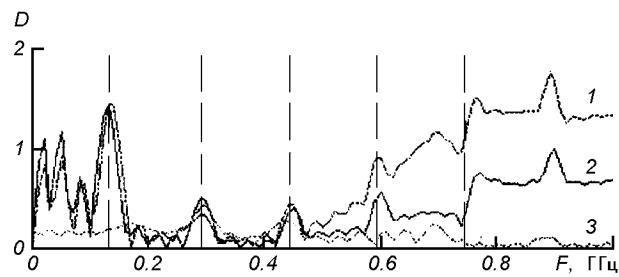


Рис. 3. Спектральные характеристики сегментов с угловыми размерами 10° – 170° (1), 45° – 135° (2), 80° – 100° (3) при $a = 100$ см и $r_0 = 0$; $T = 1.4$ нс. Вертикальными линиями отмечены собственные частоты полной сферы радиусом 1 м

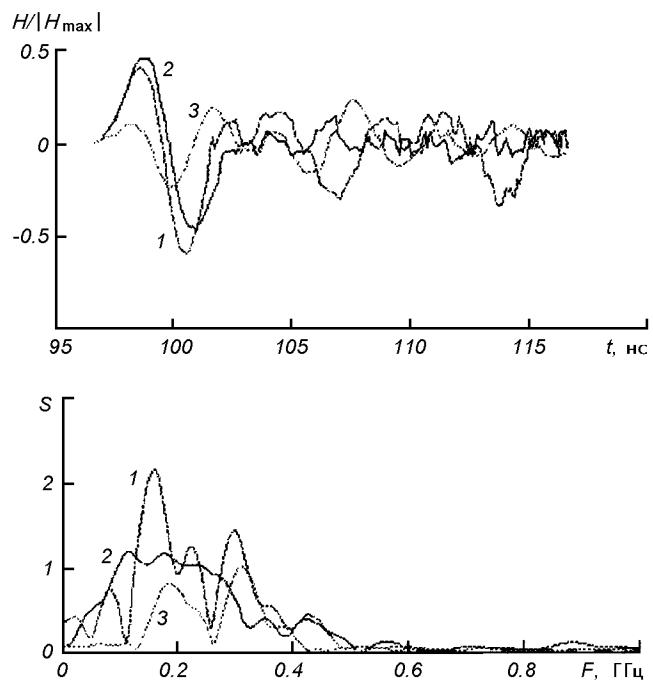


Рис. 4. Магнитные поля, рассеянные сегментами 10° – 170° (1), 45° – 135° (2), 80° – 100° (3) в экваториальной плоскости на расстоянии 30 м от сегмента и их спектры при $a = 100$ см и $r_0 = 0$; $T = 1.4$ нс

шего разрешения по времени величина h_i выбрана примерно равной $0.1T$. Существенное искажение результатов наблюдалось при $l/ch_i > 3$. С другой стороны, при мелкой сетке разбиения не удается получить отклик в достаточно длительном временном интервале, так как быстро сказывается накапливающаяся в рекуррентной процедуре погрешность. Без сильных искажений формы удавалось получить отклики длительностью $300h_i$, при $l/ch_i \approx 2$. Для получения результатов, приведенных ниже, величины l и h_i были выбраны равными

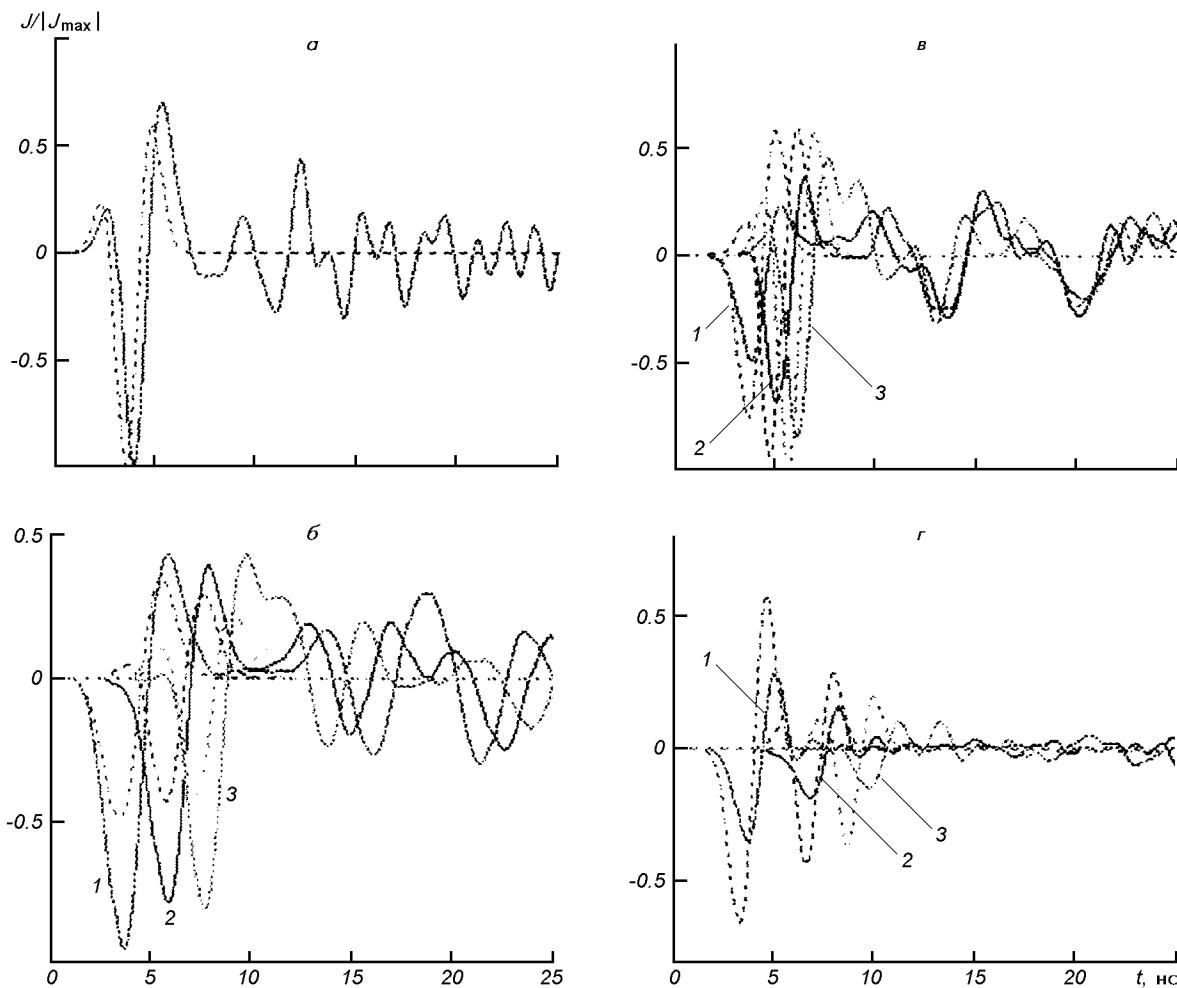


Рис. 5. Нормированные плотности поверхностных токов и нормированные тангенциальные компоненты производной от падающего поля E^i (штриховые линии) на сегментах радиусом 1 м с разными угловыми размерами при некоторых значениях полярного угла θ : $a - 80^\circ - 100^\circ, \theta = 90^\circ$; $b - 50^\circ - 130^\circ, \theta = 70^\circ$ (1), 90° (2), 110° (3); $c - 30^\circ - 150^\circ, \theta = 60^\circ$ (1), 90° (2), 120° (3); $d - 10^\circ - 170^\circ, \theta = 45^\circ$ (1), 90° (2), 135° (3) при $r_0 = 200$ см; $T = 1$ нс

примерно 7 см и 0.1 нс соответственно.

Расчеты проводились для нескольких вариантов взаимного расположения диполя и сегмента.

1. Диполь в центре сегментов радиусом 1 м различной угловой ширины, симметричных относительно экваториальной плоскости; $T = 1.4$ нс. На рис. 2 и 3 показаны токи на экваторах сегментов размерами $10^\circ - 170^\circ$, $45^\circ - 135^\circ$, $80^\circ - 100^\circ$, а также их спектральные характеристики, т. е. отношения спектра тока к спектру производной по времени падающего поля. Наблюдаются слабо затухающие резонансные колебания. В спектральных характеристиках четко просматриваются собственные частоты полной сферы радиусом 1 м, за исключением самого узкого сегмента, где резонанс на низких

частотах выражен не так ярко. На рис. 4 приведены рассеянные поля в дальней зоне, наблюдаемые под углом 90° к оси сегмента, и их спектры.

2. Диполь расположен на расстоянии $r_0 = 200$ см от начала координат. Сегменты центрально-симметричные с угловыми размерами $10^\circ - 170^\circ$, $30^\circ - 150^\circ$, $80^\circ - 100^\circ$. Выбрано $T = 1$ нс. В этом случае максимум спектра падающего поля приходится на $\lambda_m = 120$ см. Токи в различных слоях этих сегментов приведены на рис. 5. На кольце шириной значительно меньше λ_m (сегмент $80^\circ - 100^\circ$ рис. 5, a) после прохождения возбуждающего импульса, во время которого наведенный ток полностью повторяет форму падающего поля, устанавливается режим затухающих колебаний с периодом приблизи-

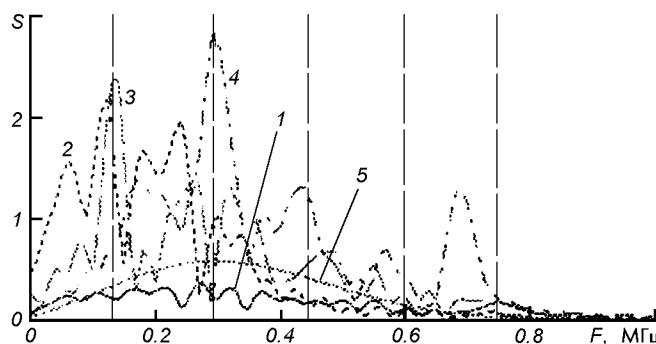


Рис. 6. Спектры поверхностных токов на экваторах сегментов 80° – 100° (1), 50° – 130° (2), 30° – 150° (3), 10° – 170° (4) и спектр падающего поля (5)

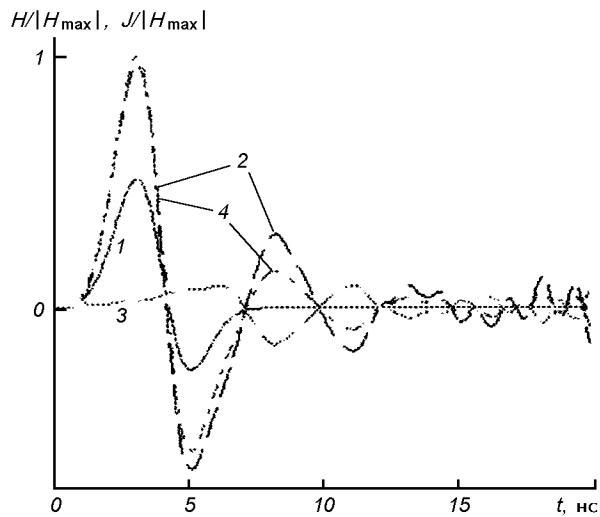


Рис. 7. Падающее поле H_ϕ^1 (1), плотность поверхностного тока J (2), полное поле H_ϕ на внутренней (3) и внешней (4) поверхностях полярной шапки сферы радиусом 3 м, полушириной 20° при $r_0 = 350$ см

тельно 1.5 нс. С увеличением ширины сегмента до λ_m и более наблюдается взаимное влияние токов в различных областях рассеивателя. Так, на сегменте шириной порядка λ_m (рис. 5, б) колебания во всех слоях примерно через 10 нс после начала процесса становятся синфазными. На сегменте 50° – 130° , (рис. 5, в) форма токов по сравнению с падающим полем заметно искажена, например, хорошо видно растягивание импульса (кривая 3) и непропорциональность амплитуд падающего поля и токов в разных областях сегмента. В случае почти полной сферы (рис. 3, г) после прохождения возбуждающего импульса колебания почти не возникают.

В спектрах токов на экваторах сегментов (рис. 6) просматриваются далеко не все частоты собственных колебаний полной сферы.

3. Для иллюстрации возможности оценки Э.д.с., наведенной в контуре вблизи рассеивателя, рассмотрен следующий пример. Взята полярная шапка сферы радиусом 3 м полушириной 20° . Диполь помещен на расстоянии 50 см над шапкой ($r_0 = 350$ см); $T = 1.4$ нс. Так как скачок полного магнитного поля на рассеивателе равен поверхности плотности тока, то поле по обеим сторонам можно найти, прибавляя на освещенной стороне (или вычитая — на затененной) половину наведенного тока к падающему полю. На рис. 7 показаны падающее поле, наведенный ток и полные поля по обеим сторонам идеально проводящей поверхности рассеивателя. Хорошо виден эффект экранирования поля (поле за рассеивателем гораздо меньше падающего). Если вблизи внутренней поверхности сегмента поместить небольшой контур, то наведенная Э.д.с. будет пропорциональна изменению магнитного потока через него, т. е. характер временной зависимости Э.д.с. можно определить, взяв производную от полного магнитного поля. Напри-

мер, если начальный дипольный момент источника составляет 10^{-5} Кл·м, то в контуре площадью 1 см^2 , помещенном на угловом расстоянии 10° от оси симметрии, будет наводиться Э.д.с., равная примерно 8 В.

Вычислительные методы в электродинамике / Под ред. Митры. — М.: Мир, 1977.—488 с.

Марков Г. Т., Чаплин А. Ф. Возбуждение электромагнитных волн. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Радио и связь, 1983.—296 с.

Шестопалов В. П. Сумматорные уравнения в современной теории дифракции. — Киев: Наук. думка, 1983.—252 с.

Bennet C. L. The numerical solution of transient electromagnetic scattering problems // Electromagnetic scattering / Ed. by P. L. E. Uslenghi. — New York: Acad. press, 1978.—P. 393—428.

Rao S. M., Wilton D. R. Transient Scattering by Conducting Surfaces of Arbitrary Shape // IEEE Trans. on Antennas and Propagation.—1991.—39, N 1, January.

AXISYMMETRIC EXCITATION OF SPHERICAL SEGMENT BY AN IMPULSE DIPOLE

O. V. Budanov and S. L. Prosvirnin

We consider an algorithm for calculating electromagnetic fields created by a transient electrical dipole near an ideally conducting sphere or near a spherical segment. In the solution of this problem, an integral equation with unknown current density on the sphere surface is used. This equation is solved in the time domain by the method of moments. This technique can be applied in modeling fields of spark discharges near spherical conducting objects.

УДК 621.391.372.019.3

Аутентифікація в косміческих системах зв'язку і управління з множественным доступом

Ю. В. Стасев¹, И. Д. Горбенко², Н. В. Пастухов¹

¹Харківський військовий університет

²Інститут інформаційних технологій НАН України, Харків

Надійшла до редакції 28.05.96

Приводиться аналіз аутентифікації космічних систем зв'язку і керування на фізичному рівні. Показано, що розв'язок проблеми аутентифікації можливий при реалізації динамічного режиму функціонування та використанні великих ансамблів слабокорельзованих складних сигналів.

Одним из главных элементов, определяющих механизм защиты информации в космических системах связи и управления, является метод многостанционного доступа к каналу. Среди известных методов многостанционного доступа, обеспечивающих разрешение конфликтов и децентрализацию управления в космических системах связи, выделяют метод с кодовым разделением каналов. Однако реализация метода кодового разделения каналов в космических системах связи и управления выдвигает на первый план проблему аутентификации пользователей и информации. В ряде работ (например в работе Тузова, 1993) аутентификацию пользователей и контроль их полномочий предлагается осуществлять на этапе обработки сигналов.

Реализация такого подхода в системах NAVSTAR, MILSTAR, «Metricom», ARDIS, «RAM Mobile» обеспечивает на физическом уровне требуемую аутентичность и конфиденциальность передаваемой информации. По мнению специалистов First National Bank реализация метода кодового разделения каналов и решения вопроса аутентификации абонентов сети на физическом уровне открывает широкие перспективы в приложениях с повышенными требованиями к безопасности передаваемой информации. В то же время сегодня остаются нерешенными вопросы аутентификации

пользователей при асинхронном доступе к каналу. В предлагаемой статье проводится анализ аутентификации в космических системах связи и управления с множественным доступом при использовании сигналов с псевдослучайной перестройкой рабочей частоты (ППРЧ), фазоманипулированных сигналов (ФМ) и сигналов с псевдослучайной перестройкой рабочей частоты и дополнительной фазовой манипуляцией (ППРЧ-ФМ).

Количественно аутентификация на физическом уровне оценивается вероятностью приема ложного сигнала P_l .

Пусть в космической системе связи и управления используются сложные ППРЧ-сигналы, ФМ-сигналы или ППРЧ-ФМ-сигналы. Тогда при использовании в космических системах связи и управления ППРЧ-сигналов вероятность приема ложного сигнала с учетом действия в радиоканале шума и мешающих сигналов запишется в виде

$$P_l = P_i(P_m + P_c) + (1 - P_i)P_m \quad (1)$$

Здесь P_i — априорная вероятность попадания мешающего сигнала в разрешенный в данный момент времени частотный диапазон; P_m — условная вероятность приема ложного сигнала при воздействии мешающего сигнала в канале, где сигнал отсутствует.

вует; P_c — условная вероятность переименования сигнала при воздействии на него мешающего сигнала и шума; P_o — вероятность ошибки из-за действия шума. Для вычисления P_m и P_c (Пышкин, 1980) требуется найти плотность распределения вероятностей случайной величины, характеризующей амплитуду напряжений на входе решающего устройства в момент полной свертки сигнала. Условная плотность распределения вероятностей напряжений на входе синфазного и квадратурного каналов некогерентного приемника, где действует полезный сигнал, мешающий сигнал и шум, есть обобщенная рэлеевская плотность, а плотность на выходе канала, где действует шум, — простая рэлеевская. Безусловная плотность распределения вероятности напряжения на входе решающего устройства имеет вид

$$\omega_{B_{xy}}^c(y) = \int_0^1 \int_{E_i - E_m R}^{E_i + E_m R} \omega\left(\frac{\alpha}{R}\right) \int_a^\infty \omega\left(\frac{y}{\alpha}\right) dy d\alpha dR, \quad (2)$$

где $\omega(\alpha/R)$ — плотность распределения вероятности случайной величины α , являющейся функцией случайных величин $(\varphi_c - \varphi_i)$ и степени корреляции R ; $\omega(y/\alpha)$ — условная плотность вероятности, характеризующая напряжение на входе решающего устройства, при действии мешающего сигнала; E_i и E_m — энергия полезного и мешающего сигналов;

$$a = \begin{cases} 0, & y > 0, \\ -y, & y < 0. \end{cases}$$

В работе Пышкина (1980) показано, что распределение косинуса разности фаз, независимых и равномерно распределенных на интервале $[-\pi, \pi]$, эквивалентно распределению косинуса равномерно распределенной на интервале $[-\pi, \pi]$ случайной величины. Обозначим $\xi = \cos(\varphi_c - \varphi_i)$. Функция распределения случайной величины ξ определяется как

$$\omega_\xi(x) = \frac{1}{\pi} \sqrt{1 - x^2}.$$

Отсюда

$$\omega_\alpha(y) = \omega_\xi[\Psi(y)] d\Psi(y)_dy, \quad (3)$$

где $x = \Psi(y)$ — функция, обратная к функции $\alpha = \varphi(\xi)$. С учетом (3)

$$\omega\left(\frac{\alpha}{R}\right) = \frac{\alpha}{\pi E_i E_m R \sqrt{1 - (\alpha^2 - E_i^2 - E_m^2 R^2)/(2E_i E_m R)}}. \quad (4)$$

Условная плотность распределения вероятности случайной величины, характеризующей напряже-

ние на входе решающего устройства некогерентного приемника при действии на рабочий сигнал мешающего сигнала имеет вид

$$\omega\left(\frac{y}{\alpha}\right) = \int_a^\infty \frac{x}{\sigma_0^2} \exp\left(-\frac{x^2 + \alpha^2}{2\sigma_0^2}\right) I_0\left(\frac{x_0\alpha}{\sigma_0^2}\right) \frac{x + y}{\sigma_0^2} \times \exp\left(-\frac{x^2 + y^2}{2\sigma_0^2}\right) dx, \quad (5)$$

где σ_0^2 — дисперсия распределения; I_0 — функция Бесселя нулевого порядка. Подставив (4) и (5) в (2), определим вероятность P_c :

$$P_c = \int_0^1 \int_a^\infty \frac{x}{\sigma_0^2} \exp\left(-\frac{x^2 + \alpha^2}{2\sigma_0^2}\right) \times I_0\left(\frac{x_0\alpha}{\sigma_0^2}\right) \frac{x + y}{\sigma_0^2} \exp\left(-\frac{x^2 + y^2}{2\sigma_0^2}\right) \times \times \int_{E_i - E_m R}^{E_i + E_m R} \frac{\alpha \cdot dx dR dy da}{\pi E_i E_m R \sqrt{1 - (\alpha^2 - E_i^2 - E_m^2 R^2)^2/(2E_i E_m R)^2}}. \quad (6)$$

После ряда преобразований двойной интеграл по x, y равен $0.5 \exp(-\alpha^2/4\sigma_0^2)$. Следовательно, P_c имеет вид

$$P_c = \int_0^1 \int_{E_i - E_m R}^{E_i + E_m R} 0.5 \exp\left(-\frac{\alpha^2}{4\sigma_0^2}\right) \times \times \frac{\alpha}{\pi E_i E_m R \sqrt{1 - (\alpha^2 - E_i^2 - E_m^2 R^2)^2/(2E_i E_m R)^2}} d\alpha dR. \quad (7)$$

Используя таблицы интегральных преобразований (Бетман, 1969) преобразуем выражение (7) к виду

$$P_c = \frac{\sqrt{2\pi}}{4\pi h_i h_m} \exp(-0.5h_i^2) \times \times [(h_m + h_i)\Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i)\Phi(h_m - h_i) + \left\{ + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} [\exp(-0.5(h_m + h_i)^2) - \exp(-0.5(h_m - h_i)^2)] \right\}], \quad (8)$$

где $\Phi(z)$ — функция Крампа; $h_j = \sqrt{E_j/N_0}$; N_0 — спектральная мощность шума.

Для вычисления P_m необходимо найти плотности распределения на входе канала, где действует полезный сигнал и шум, и канала, где действует мешающий сигнал и шум. Оба эти распределения — обобщенные рэлеевские.

Вероятность приема ложного сигнала P_m опреде-

ляется интегралом, аналогичным (6):

$$\begin{aligned} P_m &= \int_0^1 \int_0^\infty \frac{x}{\sigma_0^2} \exp\left(-\frac{x^2 + E_i^2}{2\sigma_0^2}\right) I_0\left(\frac{xE_i}{\sigma_0^2}\right) \times \\ &\quad \times \int_0^\infty \frac{y+x}{\sigma_0^2} \exp\left(-\frac{(y+x)^2 + E_m R}{2\sigma_0^2}\right) \times \\ &\quad \times I_0\left(\frac{(y+x)E_m R}{\sigma_0^2}\right) dy dx dR. \end{aligned} \quad (9)$$

Интеграл (9) после громоздких преобразований может быть приведен к виду

$$\begin{aligned} P_m &= 1 - \frac{\exp(-0.5h_i^2)}{3\sqrt{2\pi}h_i h_m} \times \\ &\quad \times \left\{ (h_m + h_i)^3 \Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i)^3 \Phi(h_m - h_i) + \right. \\ &\quad + \frac{2}{2\pi} \left[(h_m + h_i)^2 \exp[-0.5(h_m + h_i)^2] - \right. \\ &\quad \left. \left. \left\{ \left[- (h_m - h_i)^2 \exp[-0.5(h_m - h_i)^2] \right] \right\} \right]. \right. \end{aligned} \quad (10)$$

Вероятность ошибки из-за действия шума P_m равна (Пышкин, 1980)

$$P_m = 0.5 \exp(-0.5h_i^2). \quad (11)$$

После подстановки (8), (10), (11) в (1) получим:

$$\begin{aligned} P_n &= P_i \left\{ \frac{\sqrt{2\pi}}{4\pi h_i h_m} 0.5 \exp(-0.5h_i^2) \times \right. \\ &\quad \times \left\{ (h_m + h_i) \Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i) \Phi(h_m - h_i) + \right. \\ &\quad + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \left[\exp[-0.5(h_m + h_i)^2] - \right. \\ &\quad \left. \left. \left\{ \left[- \exp[-0.5(h_m - h_i)^2] \right] \right\} + 1 - \frac{\exp(-0.5h_i^2)}{3\sqrt{2\pi}h_i h_m} \times \right. \right. \\ &\quad \times \left\{ (h_m + h_i)^3 \Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i)^3 \Phi(h_m - h_i) + \right. \\ &\quad + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \left[(h_m + h_i)^2 \exp[-0.5(h_m + h_i)^2] - \right. \\ &\quad \left. \left. \left\{ \left[- (h_m - h_i)^2 \exp[-0.5(h_m - h_i)^2] \right] \right\} \right\} + \right. \\ &\quad \left. + 0.5(1 - P_i) \exp[-0.5h_i^2]. \right. \end{aligned} \quad (12)$$

При использовании в космических системах связи и управления с множественным доступом ФМ-сигналов вероятность приема ложного сигнала определяется выражением

$$P_n = P_n P_c + (1 - P_n) P_m, \quad (13)$$

где P_n — вероятность постановки мешающего сигнала; P_c — вероятность ошибки при действии мешающего сигнала; P_m — вероятность ошибки при

отсутствии мешающего сигнала. Выражение для вычисления P_c для случая использования в космических системах связи и управления с множественным доступом ФМ сигналов совпадает с (8). Однако надо помнить, что h_m в \sqrt{L} раз меньше, чем при использовании ППРЧ-сигналов (L — число элементов ФМ-сигнала). Вероятность постановки ложного ФМ-сигнала с заданной степенью корреляции определяется выражением (Варакин, 1985)

$$P_n = \frac{1}{0.125L[(1+R)^{1+R}(1-R)^{1-R}]^{0.5L}}. \quad (14)$$

С учетом высказанных замечаний выражение для P_n запишется в виде

$$\begin{aligned} P_n &= \frac{1}{0.125L[(1+R)^{1+R}(1-R)^{1-R}]^{0.5L}} \times \\ &\quad \times \frac{\sqrt{2\pi}}{4\pi h_i h_m} \exp(-0.5h_i^2) \times \\ &\quad \times \left\{ (h_m + h_i) \Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i) \Phi(h_m - h_i) + \right. \\ &\quad + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \left[\exp[-0.5(h_m + h_i)^2] - \right. \\ &\quad \left. \left. \left\{ \left[- \exp[-0.5(h_m - h_i)^2] \right] \right\} \right\} + \right. \\ &\quad + 0.5 \frac{\exp(-0.5h_i^2)}{0.125L[(1+R)^{1+R}(1-R)^{1-R}]^{0.5L}}. \end{aligned} \quad (15)$$

При использовании ППРЧ-ФМ-сигнала вероятность приема ложного сигнала запишется в виде:

$$\begin{aligned} P_n &= P_i [P_n(P_m + P_c) + (1 - P_n)P_m] + \\ &\quad + (1 - P_i)P_m. \end{aligned} \quad (16)$$

Подставив значения переменных, входящих в выражение (16), получим:

$$\begin{aligned} P_i &= P_n \left\{ \frac{1}{0.125L[(1+R)^{1+R}(1-R)^{1-R}]^{0.5L}} \times \right. \\ &\quad \times \left\{ 1 - \frac{\exp(-0.5h_i^2)}{3\sqrt{2\pi}h_i h_m} \times \right. \\ &\quad \times \left\{ (h_m + h_i)^3 \Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i)^3 \Phi(h_m - h_i) + \right. \\ &\quad + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \left[(h_m + h_i)^2 \exp[-0.5(h_m + h_i)^2] - \right. \\ &\quad \left. \left. \left\{ \left[- (h_m - h_i)^2 \exp[-0.5(h_m - h_i)^2] \right] \right\} \right\} + \right. \\ &\quad + \frac{\sqrt{2\pi}}{4\pi h_i h_m} \exp(-0.5h_i^2) \times \\ &\quad \times \left\{ (h_m + h_i) \Phi(h_m + h_i) - (h_m - h_i) \Phi(h_m - h_i) + \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \left[\exp[-0.5(h_m + h_i)^2] - \right. \\
 & \quad \left. \left\{ \left\{ \left[- \exp[-0.5(h_m - h_i)^2] \right] \right\} \right\} + \right. \\
 & + 0.5 \left\{ 1 - \frac{1}{0.125L[(1+R)^{1+\mathbb{R}}(1-R)^{1-\mathbb{R}}]^{0.5L}} \right\} \times \\
 & \quad \times \exp(-0.5h_i^2) + 0.5(1-P_i)\exp(-0.5h_i^2). \quad (17)
 \end{aligned}$$

С использованием выражений (12), (15) и (17) проведен анализ вероятности навязывания ложного сигнала при передаче информации ППРЧ-, ППРЧ-ФМ- и ФМ-сигналами. Установлено, что для ППРЧ- и ППРЧ-ФМ-сигналов вероятность навязывания зависит от метода обработки и соотношения мощности сигнала и помехи на элементе ППРЧ-сигнала и количества выставляемых помех. При этом наиболее опасными являются случаи, когда отношение мощностей сигнала и помехи равно единице. Если это отношение меньше 1, то вероятность навязывания ППРЧ- и ППРЧ-ФМ-сигнала определяется вероятностью попадания помехи на разрешенную рабочую частоту.

Для ФМ-сигналов вероятность навязывания ложного сигнала зависит от энергетических соотношений сигнала и помехи и степени их корреляции. Следовательно, аутентичность космических систем связи и управления может быть повышена за счет динамической смены форм используемых сигналов,

а также расширения их ансамбля и уменьшения степени корреляции между сигналами.

Таким образом, решение проблемы повышения аутентичности космических систем связи и управления на физическом уровне достигается при реализации динамической смены форм сигналов и использовании сигналов с улучшенными ансамблевыми и корреляционными характеристиками.

- Бетман Г., Эрдели А. Таблицы интегральных преобразований. — М.: Наука, 1969.—Г. 1.
 Варакин Л. Е. Системы связи с шумоподобными сигналами. — М.: Радио и связь, 1985.—384 с.
 Пышкин И. М. Теория кодового разделения сигналов. — М.: Связь, 1980.—208 с.
 Тузов Г. И., Урядников Ю. Ф., Прятков В. И. и др. Адресные системы управления и связи. Вопросы оптимизации / Под ред. Г. И. Тузова. — М.: Радио и связь, 1993.—384 с.

AUTHENTICATION IN SPACE SYSTEM COMMUNICATION AND CONTROL WITH NUMEROUS ACCESS

Yu. V. Stasev, I. D. Gorbenko, and N. V. Pastukhov

Authentication in space communication and control systems is analyzed on the physical level. We show that the authentication problem can be solved in the dynamical operation mode and when vast sets of weakly correlated complex signal are used.

УДК 620.192-67:629.7.01

**Проблема подтверждения
ресурсных характеристик комплектующих систем
космических аппаратов сроками функционирования
с длительными**

Е. С. Переверзев

Інститут технічної механіки НАН України та НКАУ, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 10.01.97

Обговорюються методичні питання підтвердження прискореними методами ресурсних показників комплектуючих систем космічних апаратів тривалого функціонування. Приведено наближені вирази для оцінки коефіцієнтів прискорення для типових моделей накопичення пошкоджень, а також співвідношення для розрахунку числа і тривалості форсованих випробувань для підтвердження заданих вимог по надійності.

Известно, что определяющая роль при создании изделий ракетно-космической техники принадлежит испытаниям. Не будем здесь характеризовать сложившуюся и хорошо зарекомендовавшую себя практику отработки образцов ракетной техники. Заметим только, что для ракетных систем ввиду малого времени работы в полете ресурсные характеристики не имеют превалирующего значения (исключая длительные сроки хранения и боевого дежурства). Однако для космических аппаратов большое значение приобретает отработка ресурсных характеристик, связанных с подтверждением способности как всего аппарата, так и его узлов длительно функционировать в космическом пространстве.

Совершенно новое звучание эти вопросы приобретают для вновь создаваемых КА, сроки активного существования которых существенно увеличиваются, что вызывает необходимость пересмотра программы отработки КА и включение в нее ресурсных испытаний как составной части. Это связано с

тем, что длительное воздействие различных факторов в процессе функционирования КА может привести к накоплению повреждений, и как следствие, к снижению работоспособности отдельных элементов, изменению физико-механических, электрических, оптических и других характеристик (Малинский и др., 1993).

Следует заметить, что даже за счет длительного естественного старения под действием факторов окружающей среды могут существенно изменяться физико-механические свойства материалов и функциональные параметры элементов. Поэтому весьма актуальна проблема подтверждения влияния длительного воздействия факторов космического пространства и условий функционирования КА при их наземной отработке. Актуальность этой проблемы возрастает с увеличением требуемых сроков активного существования. Сложность указанной проблемы состоит в невозможности полностью имитировать условия функционирования аппарата в космическом пространстве. Но даже при умении

имитировать действие факторов космического пространства, проведение испытаний при значениях воздействий, равных эксплуатационным, в связи с большими требуемыми сроками функционирования КА значительно увеличили бы сроки их отработки. Поэтому возникает задача подтверждения заданного срока функционирования КА за время, в несколько раз меньшее, требуемого срока функционирования. Сокращение длительности испытаний обычно достигается за счет уменьшения календарного срока при сохранении машинного времени, методов прогнозирования, увеличения частоты нагружения. Но наиболее эффективным способом сокращения длительности испытаний является форсирование нагрузок, т. е. проведение испытаний при нагрузках, превышающих эксплуатационные.

Проблема проведения форсированных ускоренных испытаний является весьма сложной и включает в себя большой круг как организационно-технических, так и научно-методических задач, и требует, прежде всего создания соответствующей экспериментальной базы, позволяющей длительное время имитировать действие факторов космического пространства. Среди научно-методических задач можно указать на изучение влияния факторов космического пространства, определение характеристик режимов работы основных элементов, разработку методов пересчета результатов испытаний с форсированного режима на эксплуатационный, методов оценки погрешности таких пересчетов, обоснование критериев эквивалентности форсированного и эксплуатационного режимов, обоснование числа и длительности ускоренных испытаний для подтверждения заданных требований по надежности и т. п.

Остановимся кратко на некоторых из них. Один из основных вопросов — выбор критерия эквивалентности форсированного и номинального режимов испытаний. Наиболее просто эта задача решается, когда удается найти конкретный параметр, по изменению которого можно судить о степени износа, деградации или состаренности элемента. В этом случае режим ускоренных испытаний выбирается из равенства значений этого параметра в форсированных и эксплуатационных условиях. При комплексном действии факторов и действии нескольких механизмов отказов по изменению одного конкретного параметра нельзя оценить величину накопленных повреждений. В этом случае необходимо вводить обобщенные критерии, которые являются функциями параметров окружающей среды, режимов нагружения и внутренних свойств элементов. Среди обобщенных критериев можно указать на линейный принцип накопления повреждений,

термодинамические критерии, в частности энтропийный, метод равных вероятностей Седякина и др.

Наиболее часто при назначении режимов ускоренных испытаний используется линейный принцип накопления повреждений, в соответствии с которым при заданной нагрузке скорость накопления повреждений постоянная во времени и не зависит от истории нагружения. В момент отказа относительная величина накопленных повреждений равна единице. Основной принцип, которым следует руководствоваться при выборе режимов ускоренных испытаний, состоит в том, что эти режимы не должны приводить к возникновению новых механизмов отказов и протеканию физико-механических процессов, не свойственных функционированию аппарата в нормальных эксплуатационных условиях. В связи с этим устанавливаются границы области допустимого форсирования, то есть предельные нагрузки, выше которых нельзя подвергать системы в процессе ускоренных испытаний.

Приведем некоторые рекомендации по выбору предельных значений нагрузок. При комплексном действии факторов и при наличии нескольких механизмов накоплений, необходимо чтобы число механизмов и их виды оставались неизменными в форсированных и эксплуатационных условиях. Кроме того, значения коэффициентов, определяющих скорости накопления повреждений, должны быть одними и теми же при номинальном и форсированном режимах нагружения. Важным также является установление элементов, для подтверждения работоспособности которых нужно производить обоснование режимов форсированных испытаний. Одним из важнейших параметров при назначении режимов форсированных испытаний является коэффициент ускорения, под которым понимается отношение длительности испытаний в номинальных условиях к длительности испытаний в форсированном режиме. Существует несколько способов определения коэффициентов ускорения.

1. По результатам испытаний — как отношение времен в номинальном и форсированном режимах для приведения узлов в одинаковое состояние, например до отказа.
2. Экспертный метод.
3. Расчетный метод, если известны физические механизмы отказов или модель накопления повреждений.

Приведем приближенные выражения для определения коэффициентов ускорения для известных моделей накопления повреждений. При тепловом старении, если скорость деградационных процессов

описывается законом Аррениуса, коэффициент ускорения k рассчитывается по формуле

$$k = \exp \left[\frac{E}{RT_0} \left(\frac{T_\phi - T_0}{T_\phi} \right) \right],$$

где E — энергия активации старения; T_0 — эквивалентная температура эксплуатации; T_ϕ — температура форсированных испытаний; R — универсальная постоянная. При проведении расчетов полагают $R = 2$ кал*·моль⁻¹град⁻¹.

Если при проведении испытаний в климатической камере учитывают влияние влажности, то

$$k = \exp \left[\frac{E}{RT_0} \left(\frac{T_\phi - T_0}{T_\phi} \right) \right] \left(\frac{\varphi_\phi}{\varphi_0} \right)^m,$$

где φ_ϕ , φ_0 — значения относительной влажности соответственно при ускоренных испытаниях и в эксплуатационных условиях; m — эмпирический коэффициент.

Для элементов, подверженных воздействию постоянным растягивающим напряжением в случае, когда накопление повреждений происходит в соответствии с термофлюктуационной теорией, коэффициент k определяется по формуле

$$k = \exp \left[\frac{U}{RT} \left(\frac{\sigma_\phi - \sigma_0}{\sigma_*} \right) \right].$$

Здесь σ_ϕ , σ_0 — напряжения, соответственно возникающие в элементе в процессе ускоренных испытаний и в эксплуатационных условиях; σ_* — предельное напряжение, при котором происходит разрушение; U — энергия активации разрушения.

Если в процессе функционирования элемент КА подвержен воздействию избыточного давления, то

$$k = \exp \left[\frac{U}{RT} \left(\frac{q_\phi - q_0}{q_*} \right) \right],$$

где q_ϕ — значение давления при проведении форсированных испытаний; q_0 — значение давления в эксплуатационных условиях; q_* — значение давления, при котором происходит разрушение.

При виброиспытаниях коэффициент ускорения находится так

$$k = \frac{\omega_\phi}{\omega_0} \left(\frac{\sigma_\phi}{\sigma_0} \right)^m.$$

Здесь σ_ϕ , ω_ϕ — амплитуда напряжений и частота колебаний форсированных испытаний; σ_0 , ω_0 — амплитуда напряжений и частота колебаний в эксплуатационных условиях; m — параметр кривой усталости.

При $\omega_\phi = \omega_0$ имеем

$$k = \left(\frac{\sigma_\phi}{\sigma_0} \right)^m.$$

Если эксплуатационный режим нагружения имеет r ступеней, на каждой из которых в течение времени t_i действует напряжение σ_i с частотой ω_i , то продолжительность эквивалентного гармонического нагружения на частоте ω_ϕ равна

$$t_\phi = \frac{\sum_{i=1}^r \sigma_{i0}^m t_{i0} \omega_{i0}}{\sigma_\phi^m \omega_\phi}.$$

Если при ступенчатом нагружении изменяется только амплитуда, то

$$t_\phi = \frac{\sum_{i=1}^r \sigma_{i0}^m t_{i0}}{\sigma_\phi^m}.$$

Если при форсированных испытаниях используется l ступеней нагружения, то режим форсирования выбирается из равенства

$$\sum_{j=1}^l \omega_{j\phi} \sigma_{j\phi}^m t_{j\phi} = \sum_{i=1}^r \omega_{i0} \sigma_{i0}^m t_{i0}.$$

Если интенсивность нагружения выражать в перегрузках n , то

$$\sum_{j=1}^l \omega_{j\phi} n_{j\phi}^m t_{j\phi} = \sum_{i=1}^r \omega_{i0} n_{i0}^m t_{i0}.$$

Если число ступеней при обоих режимах нагружения одинаковое, а амплитуда эквивалентного нагружения на каждой ступени увеличивается в η раз, то

$$\eta^m \sum_{j=1}^r \omega_{j\phi} n_{j\phi}^m t_{j\phi} = \sum_{i=1}^r \omega_{i0} n_{i0}^m t_{i0}.$$

Если испытания для всех ступеней проводятся на одной частоте, то

$$\eta^m \sum_{j=1}^r n_{j\phi}^m t_{j\phi} = \sum_{i=1}^r n_{i0}^m t_{i0}.$$

При форсировании электрическим током

$$k = \left(\frac{I_\phi}{I_0} \right)^m,$$

где I_ϕ , I_0 — значения плотности тока соответственно в форсированном и эксплуатационном режимах, m — эмпирическая константа.

При форсировании электрическим напряжением

$$k = \exp[\alpha(U_\phi - U_0)],$$

где U_ϕ , U_0 — значения электрического напряжения в форсированном и эксплуатационном режимах, α — эмпирическая константа.

При форсированных испытаниях зубчатых пере-

* 1 кал = 4.1868 Дж

дач коэффициент ускорения вычисляется по формуле

$$k = \left(\frac{n_\phi}{n_0} \right)^m.$$

Здесь m — эмпирический коэффициент; n_ϕ , n_0 — обороты вращения в форсированном и номинальном режимах за единицу времени.

При одновременном форсировании по r факторам коэффициент ускорения рассчитывается по приближенной формуле

$$k = \prod_{i=1}^r k_i,$$

где k_i — коэффициент ускорения по i -му фактору.

Для узлов, состоящих из нескольких элементов, коэффициент ускорения полагают равным либо минимальному значению коэффициента ускорения для составляющих элементов, либо вычисляют так:

$$k = \sum_{j=1}^r \sum_{i=1}^n \alpha_{ij} k_{ij},$$

где k_{ij} — коэффициент ускорения j -го механизма отказа i -го элемента; α_{ij} — весовой коэффициент, характеризующий относительную долю вероятности отказа устройства из-за отказа i -го элемента вследствие развития j -го механизма; r — число механизмов отказов; n — число элементов.

После того как установлено значение коэффициента ускорения, длительность форсированных испытаний на долговечность равна

$$t_\phi = \eta \frac{t_0}{k},$$

где η — эмпирический коэффициент, играющий роль коэффициента запаса. Рекомендуемые значения коэффициента $\eta = 1.25—1.5$. Число испытаний устанавливается эксперты путем.

Приведем соотношения, которые позволяют назначать число ускоренных испытаний и их длительность для подтверждения нижней доверительной вероятности P_{tp} с заданной доверительной вероятностью γ . Будем рассматривать системы, результаты испытаний которых оцениваются как успешные или неуспешные.

Для оценки показателей надежности в этом случае используется биномиальная модель отказов. Для сокращения числа контрольных ускоренных испытаний предлагается использовать априорную информацию о виде закона распределения времени безотказной работы и значении коэффициента вариации наработки до отказа (Переверзев, 1990, 1995).

При выводе соотношений предполагалось, что закон распределения наработки до отказа в форсированном и эксплуатационном режимах не изменя-

ет своего вида и остается неизменным значение коэффициента вариации времени безотказной работы. Приведем такие соотношения для случая, когда наработка до отказа описывается распределением Вейбулла. Это распределение нами выбрано потому, что оно является предельным распределением минимальных значений и из физических соображений лучше всех распределений подходит для описания наработок до отказа. Кроме того, из него, как частный случай, следует экспоненциальное распределение. Для распределения Вейбулла выражения для определения числа и длительности испытаний принимают наиболее простой вид и удобны для уяснения физической сущности входящих в них параметров, а вероятность безотказной работы $P(t)$ определяется следующим выражением:

$$P(t) = \exp[-\lambda(t - t_*)^\beta],$$

где λ , β , t_* — параметры распределения. Параметр t_* представляет время, в течение которого разработчик гарантирует безотказную работы узла.

Коэффициент вариации

$$\nu = \frac{\sigma}{T_0}$$

наработки до отказа следующим образом выражается через параметры распределения:

$$\nu = \frac{\left(\frac{1}{\lambda} \right)^{1/\beta} \left[\Gamma \left(1 + \frac{2}{\beta} \right) - \Gamma^2 \left(1 + \frac{1}{\beta} \right) \right]^{1/2}}{t_* + \left(\frac{1}{\lambda} \right)^{1/\beta} \Gamma \left(1 + \frac{1}{\beta} \right)},$$

где $\Gamma(\dots)$ — гамма функция; σ , T_0 — соответственно среднее квадратичное отклонение и математическое ожидание времени безотказной работы. Полагаются известными величины t_* и ν .

Число n и длительность ускоренных безотказных испытаний t_y определяют из соотношений

$$n \geq \frac{\ln(1 - \gamma)}{\kappa^\beta \ln P_{tp}},$$

$$\kappa = \frac{kt_y - t_*}{t_0 - t_*},$$

$$t_y \geq \frac{1}{k} \left\{ t_* + (t_0 - t_*) \left[\frac{\ln(1 - \gamma)}{n \ln P_{tp}} \right]^{1/\beta} \right\},$$

где P_{tp} — требуемое значение нижней границы вероятности безотказной работы; γ — уровень доверительной вероятности; k — коэффициент ускорения; t_0 — требуемая длительность функционирования узла.

При $t_* = 0$ коэффициент вариации определяется из соотношения

$$v = \frac{\left[\Gamma\left(1 + \frac{2}{\beta}\right) - \Gamma^2\left(1 + \frac{1}{\beta}\right) \right]^{1/2}}{\Gamma\left(1 + \frac{1}{\beta}\right)}.$$

Из этого соотношения, зная коэффициент вариации v , определяется значение параметра β .

Число и длительность ускоренных ресурсных испытаний находят из соотношений

$$n \geq \frac{\ln(1 - \gamma)}{\left(k \frac{t_y}{t_0}\right)^\beta \ln P_{tp}},$$

$$t_y \geq \frac{t_0}{k} \left[\frac{\ln(1 - \gamma)}{n \ln P_{tp}} \right]^{1/\beta},$$

Для r раз резервированного устройства имеем

$$n \geq \frac{\ln(1 - \gamma)}{r \kappa^\beta \ln [1 - (1 - P_{tp})^{1/r}]},$$

$$t_y \geq \frac{1}{k} \left\{ t_* + (t_0 - t_*) \left[\frac{\ln(1 - \gamma)}{r n \ln(1 - (1 - P_{tp})^{1/r})} \right]^{1/\beta} \right\}.$$

Аналогичные соотношения можно привести для наиболее часто употребляемых распределений наработки до отказа: нормального, нормально-логарифмического, равномерного, двойного экспоненциального, гамма-распределения, диффузионного и др. При неизвестном виде закона распределения можно использовать неравенство Чебышева.

Заметим, что при $k = 1$ получим соотношения для ресурсных испытаний в номинальном режиме.

После проведения ускоренных испытаний все системы и узлы подвергаются типовым испытаниям на проверку работоспособности и соответствие значений контролируемых параметров требованиям технического задания. Заметим, что ускоренные испытания следует рассматривать прежде всего как инструмент для подтверждения требуемых ресурсных показателей или метод контроля выполнения заданных требований по ресурсу комплектующих систем. Для обеспечения же требуемых значений ресурсных характеристик КА с длительными сроками функционирования необходимо решить целый ряд задач, к которым можно отнести следующие:

- создание новой элементной базы с интенсивностью отказов, по крайней мере на порядок ниже интенсивностей отказов существующей элементной базы;
- разработка методов выявления слабейших элементов, определяющих срок функционирования КА;
- разработка методов распределения требований к ресурсным характеристикам комплектующих элементов и систем;

- разработка методов прогнозирования ресурсных характеристик комплектующих элементов;
- разработка достоверных методов расчета срока активного существования КА и обоснование рационального срока функционирования КА;
- разработка режимов приработочных и тренировочных испытаний, как отдельных приборов и узлов, так и систем КА;
- выбор щадящих режимов нагружения комплектующих элементов;
- разработка систем технической диагностики на основе неразрушающих методов контроля;
- обоснование рациональных схем резервирования;
- разработка рациональной системы технического обслуживания;
- разработка системы обеспечения высокого качества изготовления, монтажа и сборки комплектующих элементов и систем.

Как уже отмечалось, проблема ускоренных испытаний включает в себя большой круг задач, их нужно решать постепенно, а главное — необходимо начинать ускоренные испытания хотя бы на воздействия тепловых, механических и электрических нагрузок. Даже такие испытания позволят для некоторых элементов и систем выявить слабейшие места и выработать единый методический подход к выбору режимов ускоренных испытаний, обоснованию их числа и длительности. Затем по мере накопления опыта проведения ускоренных испытаний будет улучшаться согласие между результатами ускоренных и натурных испытаний. По мере развития экспериментальной базы будет увеличиваться число факторов, на воздействия которых будут проводиться ускоренные испытания.

Малинский В. Д., Бегларян В. Х., Дубицкий Л. Г. Испытания аппаратуры и средств измерений на воздействие внешних факторов. — Справочник. — М.: Машиностроение, 1993.— 576 с.

Переверзев Е. С. Надежность и испытания технических систем. — Киев: Наук. думка, 1990.—328 с.

Переверзев Е. С. Модели накопления повреждений в задачах долговечности. — Киев: Наук. думка, 1995.—358 с.

PROBLEM ON THE CONFIRMATION OF CHARACTERISTIC LIFE FOR SPACE VEHICLE COMPONENT SYSTEMS OF A LONG-TERM FUNCTIONING

E. S. Pereverzev

Methodological problems of confirming by express methods the characteristic life of space vehicle component systems of long-term functioning are discussed. Approximate expressions are presented for estimating the acceleration coefficients for standard models of failure accumulation, given also are relations for calculating the number and duration of express tests which are to confirm the prescribed requirements on reliability.

До 40-річчя космічної ери

Так починалось міжнародне космічне право

О. В. Бєглій

Національне космічне агентство України, Київ

Провадження будь-якої діяльності, що стосується сфери інтересів інших держав, безповоротно призводить до появи міжнародних правовідносин. Із самого початку космічної діяльності з'ясувалося, що будь-який з її видів може зачіпати інтереси більшої-меншої кількості іноземних держав, а переважна більшість видів космічної діяльності стосується сфери інтересів усього міжнародного співтовариства. Це спричинило, по-перше, до розподілу понять «правомірна космічна діяльність» і «протиправна космічна діяльність», по-друге, до необхідності встановити визначений порядок здійснення допустимої із точки зору міжнародного спілкування космічної діяльності.

Після запуску першого штучного супутника Землі не пройшло й двох місяців, а Генеральна Асамблея ООН своєю резолюцією (Резолюція ГА ООН, 1957) з питань роззброєння закликала укласти міжнародну конвенцію про роззброєння та одночасно створити систему міжнародного контролю, призначену для забезпечення запуску об'єктів через космічний простір виключно в мирних цілях. Це стало поштовхом для активного формування світової громадської думки щодо використання космічного простору виключно в мирних і наукових цілях. А треба сказати, що різні держави мали й різні, часто протилежні, думки стосовно перспектив і пріоритетних напрямків космічної діяльності, змісту й принципових положень зasad цієї діяльності.

13 грудня 1958 року однією з наступних резолюцій (Резолюція ГА ООН, 1958) Генеральна Асамблея Організації Об'єднаних Націй, бажаючи «запобігти розповсюдження наявних міждержавних протиріч» у новій сфері людської діяльності (Резолюція ГА ООН, 1963в), запровадила Спеці-

альний комітет по мирному використанню космічного простору (Спеціальний комітет по космосу). Таким чином, до основних функцій Спеціального комітету по космосу було віднесено підготовку доповідей про ресурси системи ООН та інших міжнародних організацій з питань космічного простору, а також рекомендацій щодо організаційних заходів в рамках ООН, які могли б забезпечити співробітництво, та щодо того, які правові проблеми можуть виникнути у зв'язку із космічною діяльністю. Серед таких проблем було визначено:

- питання свободи космічного простору для дослідження та використання в мирних цілях на засадах рівності держав;
- відповідальність за збитки або шкоду, спричинену в ході космічної діяльності;
- розподіл радіочастот, необхідних для забезпечення діяльності у космічному просторі;
- запобігання взаємним перешкодам між космічними апаратами та повітряними суднами;
- ідентифікація та реєстрація космічних апаратів;
- питання, що стосуються домовленостей держав щодо допомоги космонавтам, повернення космонавтів і КА.

При обговоренні складу та принципів діяльності нового комітету ряд країн соціалістичної орієнтації та таких, що розвиваються, відмовились брати участь у роботі, протестуючи проти дискримінаційного представництва у складі комітету (із 18 його членів тільки СРСР, Польща та Чехословаччина представляли країни соціалістичної орієнтації, в той же час 12 членів — розвинені капіталістичні країни) та принципу простої більшості під час процедури голосування із принципових проблем діяльності цього комітету. Незважаючи на органі-

зацийні складнощі, Спеціальний комітет все ж розпочав свою роботу і вже у 1959 р. підготував на розгляд ГА ООН доповідь з потенціальних можливостей космічної діяльності, пропозицій щодо активізації та напрямків міжнародного співробітництва і огляду правових проблем космічної діяльності.

12 грудня 1959 року Генеральна Асамблея Організації Об'єднаних Націй ухвалила резолюцію «Міжнародне співробітництво в галузі мирного використання космічного простору» (Резолюція ГА ООН, 1959), якою передбачалось утворення Комітету ООН по використанню космічного простору в мирних цілях у складі 24 членів (Австралія, Австрія, Албанія, Аргентина, Бельгія, Болгарія, Бразилія, Велика Британія, Єгипет, Індія, Іран, Італія, Канада, Ліван, Мексика, Польща, Румунія, СРСР, США, Угорщина, Франція, Чехословаччина, Швеція, Японія). Однак протиріччя між позиціями СРСР і США із проблемних питань космічної діяльності не дозволило негайно налагодити рівноправне співробітництво держав різної політичної орієнтації в космічній галузі взагалі, і в напрямку формулювання основних правових принципів космічної діяльності — основи міжнародно-правового регулювання космічної діяльності — зокрема.

Але з часом були знайдені компроміси, і через два роки на 16-й сесії ООН в ході переговорів СРСР і США було розроблено спільний проект (Резолюція ГА ООН, 1961), прийнятий одноголосно 20-го грудня 1961 року, «Міжнародне співробітництво у використанні космічного простору в мирних цілях». Приймаючи резолюцію, Генеральна асамблея ООН розширила склад Комітету ООН по космосу до 28 членів (увійшли додатково Гана, Монголія, Сьєрра-Леоне та Чад) і визначила компетенцію Комітету:

- підтримка тісних стосунків із урядовими та неурядовими організаціями;
- сприяння вивченю заходів стосовно заохочення міжнародного співробітництва в галузі дослідження космічного простору.

Та, мабуть, найважливішим було те, що резолюція 1721 стала першим офіційним документом щодо правових принципів у сфері космічної діяльності, започаткувавши процес кодифікації та прогресивного розвитку міжнародного космічного права, яке з самого початку, таким чином, на відміну від інших галузей міжнародного права розвивається під егідою ООН. Цією резолюцією по суті було ухвалено два основні «космічні» принципи:

- Міжнародне право, включаючи Статут ООН, застосовується й до космічного простору, до небесних тіл;
- Космічний простір, а також небесні тіла є

відкритими для усіх держав і не підлягають національному привласненню.

На виконання резолюції 1721 Генасамблії ООН Комітет ООН по космосу було скликано у березні 1962 р. Пам'ятаючи положення мандата Генеральної Асамблії 1959 року щодо вивчення як науково-технічних, так і юридичних проблем космічної діяльності та визнавши суттєві відмінності в проблематиці, Комітет утворив свої Науково-технічний та Юридичний підкомітети.

Перші сесії Науково-технічний підкомітет і Юридичний підкомітет Комітету ООН по космосу, скликані 1962 р., пройшли із різними наслідками. Перша досягла досить значного ступеня узгодженості принципів обміну інформацією щодо національних космічних програм, технічною інформацією, що важливо для країн, що розпочинають космічну діяльність, та прийняла звернення до офіційних кіл держав підтримувати відповідну діяльність міжнародної наукової громадськості, а також до ООН стосовно передання міжнародних екваторіальних полігонів під юрисдикцію ООН. В той же час сесія Юридичного підкомітету не змогла навіть досягти консенсусу у визначені поспівності прийняття основних принципів космічної діяльності чи міжнародно-правових договорів, що регулюватимуть окремі напрямки або проблеми цієї діяльності. Цього ж року Генеральна Асамблея ООН, ухваливши чергову резолюцію (Резолюція ГА ООН, 1962) щодо розвитку співробітництва держав у космічній галузі, зазначила із жалем, що Комітет ООН по космосу так і не сформував своє відношення щодо правових проблем, пов'язаних із діяльністю у сфері мирного використання космічного простору. Цією ж резолюцією Генеральна Асамблея рекомендувала Комітету ООН по космосу продовжити зусилля з дослідження різних проблем міжнародного співробітництва в космічній галузі, закликавши держави-члени ООН до співпраці в створенні та подальшій розбудові міжнародного космічного права.

Однак тільки після підписання у серпні 1963 р. Московського Договору про заборону випробувань ядерної зброї в атмосфері, в космічному просторі та під водою проблема узгодження позицій провідних космічних держав щодо правових принципів космічної діяльності в рамках роботи Комітету ООН по космосу зсунулася із мертвової точки. Цьому сприяло й прийняття Генеральною Асамблеєю ООН ряду резолюцій (Резолюція ГА ООН, 1963а, Резолюція ГА ООН, 1963б). Першою резолюцією ГА ООН, вітаючи наміри двох космічних наддержав не розміщувати у космічному просторі жодних об'єктів, які несуть на собі ядерну або іншу зброю

масового знищення, закликала усі держави «стримуватися від виведення на навколоzemну орбіту будь-яких об'єктів, які несуть на собі ядерну зброю чи будь-яку іншу зброю масового знищення, встановлення такої зброї на небесних тілах або розміщення такої зброї у космічному просторі будь-яким іншим чином». Друга, із схваленням констатуючи укладення Договору про заборону випробувань ядерної зброї в атмосфері, в космічному просторі та під водою, запрошуvalа усі держави стати членами цього Договору. Ще через кілька тижнів після прийняття зазначених резолюцій як підсумок численних дискусій та переговорів, конференцій і семінарів, багаторічної копіткої діяльності багатьох юристів і міжнародних організацій, комітетів та робочих органів ООН Генеральна Асамблея одностайно приймає резолюцію 1962 (Резолюція ГА ООН, 1963в), якою вперше системно викладено на рівні ООН правові принципи діяльності держав з дослідження та використання космічного простору:

**Декларацію правових принципів діяльності держав з дослідження та використання космічного простору
(Декларацію принципів)**

Декларація принципів містить основоположні принципи міжнародного космічного права (МКП), висловлені в формі рекомендацій. Згодом положення Декларації принципів стали правовим підґрунтям Договору про принципи діяльності держав по дослідження та використанню космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла. Ряд юристів-фахівців із міжнародного права вважають прийняття Декларації найвизначнішою подією в історії міжнародного космічного права (Нозарі, 1979; Пирадов, 1985). Декларація принципів вперше впроваджує у світову міжнародно-правову практику основоположні принципи поведінки держав під час космічної діяльності:

- дослідження та використання космічного простору здійснюється на благо і в інтересах усього людства (стаття 1);
- космічний простір, як і небесні тіла, є відкритими для усіх держав і не підлягають національному привласненню (статті 2, 3);
- міжнародне право, включаючи Статут ООН, застосовується й до космічного простору, до небесних тіл (статті 2, 4);
- діяльність держав з дослідження та використання космічного простору проводиться в інтересах збереження міжнародного миру та безпеки, розвитку міжнародного співробітництва та взаєморозуміння і без створення перешкод такій

- діяльності інших держав (статті 4, 6);
- держави несуть міжнародну відповідальність за національну діяльність з дослідження та використання космічного простору, у тому числі за шкоду, спричинену під час цієї діяльності (статті 5, 8);
- держава реєстрації об'єкта космічної діяльності зберігає юрисдикцію та контроль над таким об'єктом і будь-яким екіпажем, що знаходиться у ньому, у космосі, а також після повернення на Землю (стаття 7);
- держави розглядають космонавтів як посланців людства і надають їм усю необхідну допомогу для повернення до країни реєстрації на випадок аварії, лиха або вимушеної посадки на території іноземної держави (стаття 9).

Положення Декларації правових принципів діяльності держав з дослідження та використання космічного простору мають характер рекомендацій, і для набуття статусу міжнародно-правової норми (обов'язковості) ці принципи повинні були знайти своє остаточне закріплення у вигляді міжнародного договору.

**Договір про принципи діяльності держав по дослідження та використанню космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла
(Договір про космос)**

Це основоположний міжнародно-правовий акт щодо норм і принципів космічної діяльності. Прийнятий 19 грудня 1966 р. (Резолюція ГА ООН, 1966) Договір про космос був відкритий для підписання у Вашингтоні, Лондоні та Москві 27.01.67 р. і набув чинності 10 жовтня 1967 р. На 1 січня 1997 р. членами Договору про космос є понад 120 країн світу, Україна — з 31 жовтня 1967 р.

Договір про космос встановив міжнародно-правові підвалини космічної діяльності (КД), правовий режим космічного простору, а також основи правового статусу об'єктів і суб'єктів космічної діяльності.

В роки становлення міжнародного космічного права (МКП) юристиміжнародники різних шкіл, активно використовуючи трибуну Комітету ООН по космосу та його Юридичного підкомітету, висловлювали досить протилежні думки щодо пріоритетності розгляду основних проблем МКП. Якщо представники західних країн на чолі з правниками США, яких підтримала більшість розвинених держав, вважали першочерговими завданнями міжнародно-правове встановлення принципів і норм відповідальності за шкоду, загрозу для життя та

здоров'я населення і збитків, заподіяних КД, представники радянської правничої школи, враховуючи свої практичні потреби (широка програма пілотованих космічних польотів), акцентували увагу світової спільноти на необхідності міжнародно-правового уabezпечення космічних місій, в першу чергу на необхідності залучення усіх можливостей міжнародної спільноти для порятунку космонавтів і космічних кораблів. Але в одному представники різних юридичних шкіл були одностайні — поряд із незаперечними вигодами для людства в цілому КД є принципово новою галуззю людської діяльності. Космічний простір не тільки був додатковою сферою співпраці держав земної кулі, але й сферою, ще досить не вивченою, дослідження та використання якої створювали нові й незвичні загрози для людей та довкілля.

Передбачити втрати та максимально запобігти ризику шкоди від КД можна тільки тоді, коли держави, які провадять цю діяльність, будуть діяти в рамках єдиного правового простору, створення якого було започатковано прийняттям 13 грудня 1963 р. Організацією Об'єднаних Націй Декларації правових принципів, які регулюють діяльність держав з дослідження та використання космічного простору (Резолюція ГА ООН, 1963в).

Того ж дня, 13 грудня 1963 р., резолюцією 1963 (XVIII) Генеральна Асамблея ООН рекомендувалася:

- державам-членам «розглянути питання щодо оформлення у вигляді міжнародної угоди у відповідний час правових принципів, що регулюють діяльність держав з дослідження та використання космічного простору»;
- Комітету ООН по використанню космічного простору в мирних цілях «продовжити вивчення правових проблем, які можуть виникнути під час дослідження та використання космічного простору» і, зокрема, «вжити заходів щодо негайного укладання проектів міжнародних угод про відповідальність за шкоду, спричинену об'єктами, що запущені у космічний простір, про допомогу космонавтам і космічним кораблям і про їх повернення».

Після прийняття зазначених резолюцій дискусії в Комітеті ООН по космосу та Юридичному підкомітеті щодо пріоритетності розгляду проблемних питань космічного права та прийняття відповідних міжнародних угод спалахнули із новою силою. США продовжували наполягати на першочергості розробки проблем відповідальності держав за наслідки КД, у тому числі за шкоду, заподіяну об'єктами космічної діяльності, що запускаються у космічний простір; СРСР — на укладанні всеосяжної міжнародної угоди щодо правових принципів,

що регулюватимуть діяльність держав з дослідження та використання космічного простору в мирних цілях, а також конвенції про порятунок космонавтів. Кatalізатором формування світової юридичної думки стало успішне «прилушення» у лютому 1966 р. радянського космічного апарату «Луна-9». Ця космічна місія довела справедливість точки зору СРСР: першочерговою є проблема кодифікації загальних норм і принципів КД, тобто системного визначення правового режиму космічного простору, основ правового статусу об'єктів і суб'єктів космічної діяльності, а також основних правових принципів співробітництва держав у космосі тощо. У травні 1966 р. США офіційно оголосили про згоду укласти міжнародну конвенцію про принципи діяльності держав з дослідження та використання космічного простору в мирних цілях. Заяву Президента Джонсона було схвалено зустрінуто в СРСР, і трохи згодом дві провідні космічні держави внесли на розгляд Комітету ООН по космосу свої варіанти проекту зазначеної конвенції.

Після кількох місяців обговорення винесених на розгляд проектів договору, переговорів як у рамках роботи Комітету ООН по космосу, так і поза ними було підготовлено проект угоди, озаглавлений «Договір про принципи діяльності держав з дослідження та використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла». Ухвалений резолюцією 2222 (Резолюція ГА ООН, 1966), Договір був відкритий для підписання усіма державами 27.01.67 р. у Вашингтоні, Лондоні та Москві і набув чинності 10 жовтня 1967 р.

Значення Договору про космос полягає в тому, що в ньому сформульовано у формі міжнародної багатосторонньої конвенції принципи міжнародного космічного права.

Подібно до того, як Декларація правових принципів стала підсумком багаторічних зусиль світової юридичної думки щодо формулювання основних принципів КД та правових основ співробітництва держав під час цієї діяльності, що раніше вже у тому чи іншому вигляді знайшли своє місце в резолюціях і висновках різноманітних міжнародних і національних організацій, так і Договір по космосу, природно, ґрунтуючися на положеннях Декларації, результатах вивчення правових проблем КД в рамках роботи Комітету ООН по космосу та його Юридичного підкомітету, інших міжнародних організацій, спеціальних дослідженнях фахівців різних галузей міжнародного права. У той же час положення Декларації правових принципів діяльності держав по дослідженю та використанню космічного простору мали характер рекомендацій, і для набуття статусу міжнародно-правової норми

(обов'язковості) ці принципи повинні були знайти своє остаточне закріплення у вигляді міжнародного договору.

Договір по космосу складається із преамбули та 17 статей. Преамбула зазначає, що, визнаючи прогрес людства в освоєнні космічного простору та беручи до уваги зацікавленість усіх держав у подальшому прогресі в цій сфері людської діяльності, КД повинна спрямовуватись на благо народів усіх країн, незалежно від їх економічного та наукового розвитку, сприяти розвитку міжнародної співпраці як в наукових, так і в юридичних аспектах дослідження та використання космічного простору, а також розвитку взаєморозуміння та зміцнення дружніх відносин між державами та народами Землі. Преамбула також нагадує правові підвалини, на яких ґрунтуються положення Договору про космос:

- основні принципи міжнародного права, у тому числі положення Статуту ООН;
- резолюція ГА ООН 110 (II) від 3 листопада 1947 р., яка засуджує пропаганду агресії у міждержавних стосунках;
- резолюція ГА ООН 1884 (XVIII) у частині заклику до усіх держав щодо утримання від виводу у космічний простір будь-яких об'єктів із ядерною зброєю або будь-якими іншими видами зброї масового знищення;
- резолюція ГА ООН 1962 (XVIII) «Декларація правових принципів діяльності держав з дослідження та використання космічного простору».

У Договорі передбачається, що:

- дослідження космічного простору провадиться в інтересах усього людства, на благо усіх країн, незалежно від їх економічного або наукового розвитку;
- космічний простір є надбанням усього людства і не підлягає національному присвоєнню;
- космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, використовується виключно у мирних цілях, і що ніякі види зброї масового знищення, включаючи ядерну зброю, не повинні виводитися на навколоzemну орбіту або розміщуватися будь-яким іншим способом у космосі;
- держави несуть міжнародно-правову відповіальність за національну діяльність у космічному просторі та за шкоду, заподіяну об'єктами, які запускаються цими державами у космос або з їх території чи устаткування;
- держави повинні публікувати інформацію про свою діяльність у космічному просторі;
- держава, у реєстр якої занесено об'єкт, запущений у космічний простір, зберігає контроль над цим об'єктом і над будь-яким екіпажем

цизого об'єкту під час їх знаходження у космічному просторі або на небесному тілі;

- держави на рівних підставах розглядають будь-які прохання інших держав-учасниць Договору про космос про надання їм можливостей для спостереження за польотами космічних об'єктів;
- космічні станції, устаткування, обладнання та космічні кораблі на Місяці та інших небесних тілах відкриті для відвідування представників держав-членів Договору на засадах взаємності;
- держави-члени Договору повинні, при необхідності, надавати усю можливу допомогу космонавтам — «посланцям людства»;
- держави-члени Договору зобов'язуються уникати шкідливого забруднення космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, в процесі їх дослідження та уникати несприятливих змін земного середовища (довкілля) внаслідок доставки позаземної речовини.

Таким чином, Договір про принципи діяльності держав з дослідження та використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, прийнятий Генеральною Асамблесю Організації Об'єднаних Націй 19 грудня 1966 р. (Резолюція ГА ООН, 1966), може розглядатись як такий, що встановлює загальні правові підвалини використання космічного простору в мирних цілях і створює рамки для розвитку МКП. Тут важливо зазначити, що інші чотири основоположні міжнародні угоди МКП:

«Угода про рятування космонавтів, повернення космонавтів, запущених в космічний простір» (Резолюція 2345-XXII Генеральної Асамблеї ООН від 19.12.67 р., вступила в силу 03.12.68 р., ратифікована Україною 16.01.69 р.);

«Конвенція про міжнародну відповіальність за шкоду, спричинену космічними об'єктами» (Резолюція 2777-XXII Генеральної Асамблеї ООН від 29.11.71 р., вступила в силу 01.09.72 р., ратифікована 16.10.73 р.);

«Конвенція про реєстрацію об'єктів, що запускаються в космічний простір» (Резолюція 3235-XXIX Генеральної Асамблеї ООН від 12.11.74 р., вступила в силу 15.09.76 р., ратифікована 14.09.77 р.);

«Угода про діяльність держав на Місяці та інших небесних тілах» (Резолюція 34/38 Генеральної Асамблеї ООН від 05.12.79 р., вступила в силу 11.06.84 р., Україною не ратифікована) уточнюють, конкретизують деякі концепції, включені в Договір про космос.

Основоположні міжнародні угоди МКП на сьогоднішній день ратифіковані більшістю держав світу. Враховуючи велике значення міжнародного співробітництва в подальшому розвитку норм космічного права та важливу роль цих норм у сприянні міжнародній співпраці в сфері використання космічного простору в мирних цілях, Генеральна Асамблея, генеральний секретар Організації Об'єднаних Націй закликали усі держави-члени ООН, які ще не стали учасницями зазначених договорів, ратифікувати їх або приєднатися до них у можливо короткі терміни (Міжнародное сотрудничество, 1993; Резолюція ГА ООН, 1993).

Нова Конституція України закріпила пріоритет норм і принципів міжнародного права перед національним законодавством. Нею ж передбачено, що чинні міжнародні договори, згода на обов'язковість яких надана Верховною Радою України, є частиною національного законодавства України (стаття 9). Ці положення Конституції повністю стосуються і міжнародного космічного права. Для України в цьому зв'язку важливими є такі чотири аспекти:

- необхідність формування національної системи космічного права на засадах відповідної галузі міжнародного права;
- розширення участі України у багатосторонніх міжнародних конвенціях, що стосуються космічної діяльності (і одним з перших кроків вже сьогодні, не зволікаючи, необхідно вжити заходів щодо приєднання України до Угоди про Місяць);
- проведення робіт по імплементації норм міжнародного космічного права в національне законодавство;
- вжиття заходів щодо активізації участі національних наукових (Національна академія наук України) і галузевих спеціалізованих (Національне космічне агентство України) організацій, юридичних кадрів у розвитку міжнародного космічного права, що випливає з сучасного статусу України як повноправного суб'єкта міжнародних відносин.

Принцип пріоритету норм міжнародного права перед національним законодавством вимагає високого рівня досконалості галузі міжнародного космічного права. Зараз ця галузь знаходиться у стадії формування і з точки зору якості не є бездоганною, а

отже сама потребує подальшого удосконалення. Тут багато що залежить від спеціальних міжнародних організацій і окремих держав світового співтовариства. Як космічна держава Україна також має зайняти у цьому процесі активну позицію. Йдеться, зокрема, про ініціативи України щодо міжнародно-правового вирішення питання делімітації космічного простору та проблем правового регулювання геостаціонарної орбіти, непростих правових проблем запобігання захаращеності космічного простору («космічне сміття»), а також ряду інших назрілих питань.

Доцільними здаються й заходи України щодо скликання міжнародних конференцій для обговорення актуальних питань міжнародного космічного права. Є потреба у встановленні більш тісних контактів з Комітетом ООН по космосу та іншими відповідними міжнародними органами та організаціями. Позитивне значення у цьому аспекті могло б мати і розширення теоретичних досліджень в Україні з актуальних проблем розвитку міжнародного космічного права.

Космическая деятельность Организации Объединенных Наций и международных организаций, док. ООН A\AC. 105\521, Нью-Йорк, 1993.

Международное сотрудничество в космической деятельности в интересах укрепления безопасности в эпоху после окончания холодной войны, доклад Генерального секретаря ООН, док. A\48\221, Нью-Йорк, 1993.

Нозари Ф. Космическое право. — М., 1979.

Пирадов А. (ред.) Международное космическое право. — М., 1985.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1148 (XII) від 14.11.57 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1348 (XIII) від 13.12.58 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1472 (XIV) від 12.12.59 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1721 (XVI) від 20.12.61 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1802 (XVII) від 14.12.62 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1884 (XVIII) від 17.10.63 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1910 (XVIII) від 27.11.63 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 1962 (XVIII) від 13.12.63 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 2222 (XXI) від 19.12.66 р.

Резолюція Генеральної Асамблеї Організації Об'єднаних Націй 48\39 від 13.12.93 р.

ДОДАТОК

ДОГОВІР ПРО ПРИНЦИПИ ДІЯЛЬНОСТІ ДЕРЖАВ З ДОСЛІДЖЕННЯ І ВИКОРИСТАННЯ КОСМІЧНОГО ПРОСТОРУ, ВКЛЮЧАЮЧИ МІСЯЦЬ ТА ІНШІ НЕБЕСНІ ТІЛА

- Держави-учасниці цього Договору,
- нахіненні великими перспективами, що відкриваються перед людством у результаті проникнення людини в космос,
 - визнаючи спільну заінтересованість всього людства в прогресі дослідження і використання космічного простору в мирних цілях,
 - вважаючи, що дослідження і використання космічного простору має бути спрямоване на благо всіх народів, незалежно від ступеня їх економічного або наукового розвитку,
 - бажаючи сприяти розвитку широкого міжнародного співробітництва як у наукових, так і в юридичних аспектах дослідження і використання космічного простору в мирних цілях,
 - вважаючи, «що таке співробітництво сприятиме розвитку взаєморозуміння і зміцненню дружніх стосунків між народами»
 - нагадуючи резолюцію 1962 (XVIII), що має називу «Декларація правових принципів у діяльності держав з дослідження і використання космічного простору», одностайно прийняту Генеральною Асамблеєю Організації Об'єднаних Націй 13 грудня 1963 року,
 - нагадуючи резолюцію 1884 (XVIII), що закликає держави утримуватись від виведення на орбіту навколо Землі будь-яких об'єктів з ядерною зброєю або будь-якими іншими видами зброї масового знищення або від установки такої зброї на небесних тілах, одностайно прийняту Генеральною Асамблеєю Організації Об'єднаних Націй 17 жовтня 1963 року,
 - беручи до уваги резолюцію Генеральної Асамблей Організації Об'єднаних Націй 110 (II) від 3 листопада 1947 року, яка засуджує пропаганду, що має на меті або здатну створити або посилити загрозу мирові, порушення миру або акти агресії, і вважаючи, що вказана резолюція застосовувана до космічного простору,
 - у впевненості, що Договір про принципи діяльності держав по дослідження і використанню космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, сприятиме здійсненню цілей і принципів Організації Об'єднаних Націй, погодились про таке:

Стаття I

Дослідження і використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, здійснюються на благо і в інтересах всіх країн, незалежно від ступеня їх економічного або наукового розвитку, і є надбанням всього людства.

Космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, відкрито для дослідження і використання всіма державами без будь-якої дискримінації на основі рівності і згідно з міжнародним правом, при вільному доступі у всі райони небесних тіл.

Космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, вільний для наукових досліджень, і держави сприяють і заохочують міжнародну співпрацю в таких дослідженнях.

Стаття II

Космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, не підлягає національному присвоєнню ані шляхом проголошення на них суверенітету, ані шляхом використання або окупації, ані будь-якими іншими засобами.

Стаття III

Держави-учасниці Договору провадять діяльність по дослідження і використанню космічного простору, у тому числі Місяця та інших небесних тіл, згідно з міжнародним правом, включаючи Статут Організації Об'єднаних Націй, в інтересах підтримання міжнародного миру і безпеки та розвитку міжнародного співробітництва і взаєморозуміння.

Стаття IV

Держави-учасниці Договору зобов'язуються не виводити на орбіту навколо Землі будь-які об'єкти з ядерною зброєю або будь-якими іншими видами зброї масового знищення, не встановлювати таку зброю на небесних тілах і не розміщувати таку зброю в космічному просторі будь-яким іншим чином.

Місяць та інші небесні тіла використовуються всіма державами-учасницями Договору виключно в мирних цілях. Забороняється створення на небесних тілах військових баз, споруд і укріплень, випробування будь-яких типів зброї і проведення військових маневрів. Використання військового персоналу для наукових досліджень або якихось інших мирних цілей не забороняється. Не забороняється також використання будь-якого обладнання або засобів, необхідних для мирного дослідження Місяця та інших небесних тіл.

Стаття V

Держави-учасниці цього Договору розглядають космонавтів як посланців людства в космос і надають їм всіляку допомогу у випадках аварії, лиха або вимушеної посадки на території іншої держави-учасниці Договору або у відкритому морі. Космонавти, які здійснюють таку вимушенну посадку, мають бути в безпеці і мають бути негайно повернуті державі, у реєстр якої занесено їх космічний корабель.

При провадженні діяльності в космічному просторі, у тому числі і на небесних тілах, космонавти однієї держави-учасниці Договору надають можливу допомогу космонавтам інших держав-учасниць Договору.

Держави-учасниці Договору негайно інформують інші держави-учасниці Договору або генерального секретаря Організації Об'єднаних Націй про встановлені ними явища в космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, які могли б становити небезпеку для життя або здоров'я космонавтів.

Стаття VI

Держави-учасниці Договору несуть міжнародну відповідальність за національну діяльність у космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, незалежно від того, провадиться вона урядовими органами чи неурядовими юридичними особами, і за забезпечення того, щоб національна діяльність провадилася згідно з положеннями, що містяться в цьому Договорі. Діяльність неурядових юридичних осіб у космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, має провадитися з

дозволу і під постійним спостереженням відповідної держави-учасниці Договору. У випадку діяльності в космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, міжнародної організації, відповіальність за виконання цього Договору несуть, разом з міжнародною організацією, також і держави-учасники, що беруть у ній участь.

Стаття VII

Кожна держава-учасниця Договору, яка здійснює або організує запуск об'єкта в космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, а також кожна держава-учасниця Договору, з території або установок якої здійснюється запуск об'єкта, несе міжнародну відповіальність за шкоду, завдану такими об'єктами або їх складовими частинами на Землі, у повітряному або в космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, іншій державі-учасниці Договору, її фізичним або юридичним особам.

Стаття VIII

Держава-учасниця Договору, у реєстр якої занесено об'єкт, запущений у космічний простір, зберігає юрисдикцію і контроль над таким об'єктом і над будь-яким екіпажем цього об'єкту під час їх знаходження в космічному просторі, у тому числі і на небесному тілі. Права власності на космічні об'єкти, запущені в космічний простір, включаючи об'єкти, доставлені або споруджені на небесному тілі, і на їх складові частини залишаються непорушеними під час їх знаходження в космічному просторі або на небесному тілі, або після повернення на Землю. Такі об'єкти або їх складові частини, виявлені за межами держави-учасниці Договору, у реєстр якої їх занесено, повинні бути повернуті цій державі-учасниці Договору; при цьому така держава повинна на вимогу надати до повернення опізнавальні дані.

Стаття IX

При дослідженні і використанні космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, держави-учасниці Договору повинні керуватись принципом співробітництва і взаємної допомоги і повинні проводити всю свою діяльність у космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, з належним урахуванням відповідних інтересів усіх інших держав-учасниць Договору. Держави-учасниці Договору проводять вивчення і дослідження космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, таким чином, щоб уникати їх шкідливого забруднення, а також несприятливих змін земного середовища внаслідок доставки позаземної речовини, і з цією метою, у разі необхідності, вживають відповідних заходів. Якщо якська держава-учасниця Договору має підстави вважати, що діяльність або експеримент, заплановані цією державою-учасницею Договору або громадянами цієї держави-учасниці Договору в космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, створять потенційно шкідливі перешкоди діяльності інших держав-учасниць Договору зі справи мирного дослідження і використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, то вона повинна провести відповідні міжнародні консультації, перш ніж приступити до такої діяльності або експерименту. Держава-учасниця Договору, що має підстави вважати, що діяльність або експеримент, заплановані іншою державою-учасницею Договору в космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, створять потенційно шкідливі перешкоди діяльності у справі мирного дослідження і використання космічного простору, включаючи Місяць і інші небесні тіла, може запитати проведення консультації щодо такої діяльності або експерименту.

Стаття X

Для сприяння міжнародному співробітництву в дослідженні і використанні космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, згідно з цілями цього Договору, держави-учасниці Договору розглядаємо на рівних підставах прохання інших держав-учасниць Договору про надання їм можливості для спостереження за польотом космічних об'єктів, що запускаються цими державами.

Характер і умови надання згаданої вище можливості визначаються за погодженням між зацікавленими державами.

Стаття XI

Для сприяння міжнародному співробітництву в мирному дослідженні і використанні космічного простору держави-учасниці Договору, проводячи діяльність у космічному просторі, включаючи Місяць та інші небесні тіла, погоджуються в максимально можливій і практично здійсненній мірі інформувати генерального секретаря Організації Об'єднаних Націй, а також промадськість і міжнародну наукову спільноту про характер, хід, місця і результати такої діяльності. Після одержання зазначененої вище інформації генеральний секретар Організації Об'єднаних Націй має бути готовий до її негайного і ефективного розповсюдження.

Стаття XII

Всі станції, установки, обладнання і космічні кораблі на Місяці та на інших небесних тілах відкриті для представників інших держав-учасниць цього Договору на основі взаємності. Ці представники заздалегідь повідомляють про відвідання, що планується, щоб дозволити провести відповідні консультації і вжити заходів максимального запобігання для уbezпечення і для уникнення перешкод для нормальних операцій на установці, що підлягає відвіданню.

Стаття XIII

Положення цього Договору застосовуються щодо діяльності держав-учасниць Договору з дослідження і використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, незалежно від того, чи проводиться така діяльність однією державою-учасницею Договору або спільно з іншими державами, у тому числі в межах міжнародних міжурядових організацій.

Практичні питання, які можуть виникати у зв'язку з провадженням міжнародними міжурядовими організаціями діяльності з дослідження і використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, вирішуються державами-учасницями Договору або з відповідною міжнародною організацією, або з однією або декількома державами-членами цієї міжнародної організації, що є учасницями цього Договору.

Стаття XIV

- Цей Договір буде відкрито для його підписання всіма державами. Будь-яка держава, яка не підпише цей Договір до набуття ним чинності згідно з пунктом 3 даної статті, може приєднатись до нього в будь-який час.

- Цей Договір підлягає ратифікації державами, що підписали його. Ратифікаційні грамоти і документи про приєднання мають бути здані на зберігання урядам Союзу Радянських Соціалістичних Республік, Сполученого Королівства Великобританії і Північної Ірландії і Сполучених Штатів Америки, які цим призначаються як уряди-депозитарії.

3. Цей договір набирає чинності після здачі на зберігання ратифікаційних грамот п'ятьма урядами, включаючи уряди, призначенні як уряди-депозитарії цього Договору.

4. Для держав, ратифікаційні грамоти або документи про приєднання яких буде здано на зберігання після набуття чинності цим Договором, він набуде чинності в день здачі на зберігання їх ратифікаційних грамот або документів про приєднання.

5. Уряди-депозитарії негайно повідомляють всі держави, що підписали цей Договір і приєдналися до нього, про дату кожного підписання, про дату здачі на зберігання кожної ратифікаційної грамоти і документа про приєднання, про дату набуття чинності цим Договором, а також про інші повідомлення.

6. Цей Договір буде зареєстровано урядами-депозитаріями відповідно до статті 102 Статуту Організації Об'єднаних Націй.

Стаття XV

Будь-яка держава-учасниця Договору може пропонувати поправки до цього Договору. Поправки набувають чинності для кожної держави-учасниці Договору, що приймає ці поправки, після прийняття їх більшістю держав-учасниць Договору, а згодом для кожної з решти держав-учасниць Договору в день прийняття нею цих поправок.

Стаття XVI

Будь-яка держава-учасниця Договору може повідомити про свій вихід з Договору через рік після набуття ним чинності шляхом письмового повідомлення урядам-депозитаріям. Такий вихід набуває чинності після закінчення одного року з дня одержання цього повідомлення.

Стаття XVII

Цей Договір, російський, англійський, французький, іспанський і китайський тексти якого є рівно автентичними, буде здано на зберігання в архіви урядів-депозитарій. Належним чином завірені копії цього Договору буде надіслано урядами-депозитаріями урядам держав, що підписали Договір і приєдналися до нього.

НА ЗАСВІДЧЕННЯ ЧОГО нижчепідписані, належним чином на те уповноважені, підписали цей Договір.

ВЧИНЕНО в трьох примірниках у містах Москві, Вашингтоні і Лондоні січня місяця 27 дня тисяча дев'ятсот шістдесят сьомого року.

Текст Договору вперше публікується українською мовою, переклад з російської О. Бєглого, О. Кудрявченка (НКАУ)

Конюхову Станиславу Николаевичу

генеральному конструктору ГКБ «Южное»
академику НАН Украины

60 лет

Судьбе было угодно распорядиться так, что в торжественный для космической науки и техники день — 12 апреля исполняется 60 лет генеральному конструктору и генеральному директору Государственного конструкторского бюро «Южное» имени М. К. Янгеля, академику НАН Украины, члену Нью-Йоркской академии наук, Международной инженерной академии, Академии космонавтики имени К. Э. Циолковского, члену-корреспонденту Международной академии астронавтики Конюхову Станиславу Николаевичу.

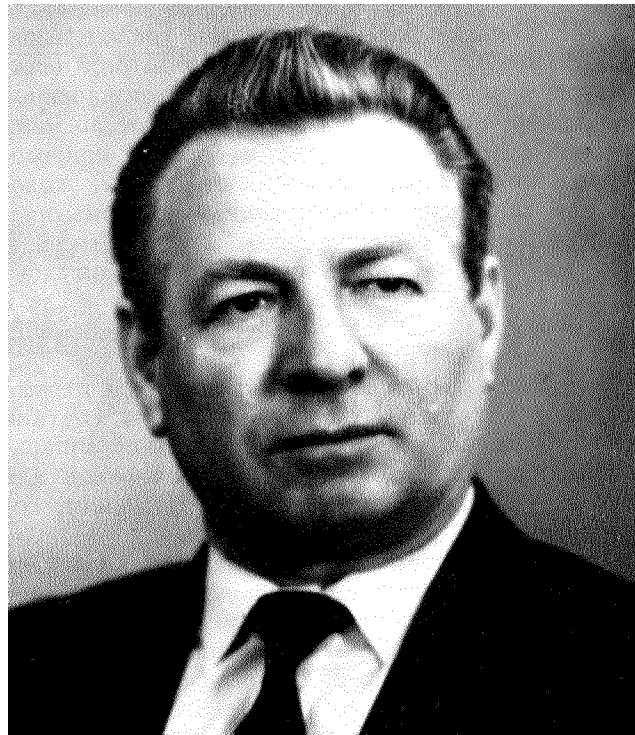
Он родился в деревне Бекренево Лежского района Вологодской области, высшее образование получил в Днепропетровском государственном университете, который окончил в 1959 году по специальности инженер-механик.

Всю свою жизнь С. Н. Конюхов работает в конструкторском бюро «Южное», куда был направлен после окончания университета, и в котором последовательно занимал должности от инженера до генерального конструктора.

Благодаря своему широкому научно-техническому кругозору, незаурядным организаторским способностям, большому творческому потенциалу и исключительной работоспособности С. Н. Конюхов достойно продолжил дело своих известных предшественников — пионеров создания ракетно-космической техники — М. К. Янгеля, В. С. Будника, В. М. Ковтуненко, В. Ф. Уткина. Он на всех должностях показал себя руководителем-новатором, способным спрогнозировать главные направления развития отрасли и сплотить коллег на выполнение любых задач по созданию ракетно-космической техники и ее конверсии.

С. Н. Конюхов — крупный ученый, один из лидеров создания ракетно-космических и оборонных комплексов, а также космических аппаратов, организатор научных исследований по различным направлениям науки и техники в академических и отраслевых институтах страны.

Результаты научной и инженерно-технической деятельности С. Н. Конюхова внедрены в разработанных ГКБ «Южное» боевых ракетных комплексах, ряд которых продолжает находиться на боевом



дежурстве в России, ракетах-носителях «Космос», «Циклон», «Зенит», с использованием которых осуществлены запуски более 400 космических аппаратов для решения научных, народно-хозяйственных и оборонных задач по межгосударственным космическим программам.

Особое место в этом ряду занимает космическая транспортная система «Зенит». Это — экологически чистый, высокоавтоматизированный, энергетически совершенный ракетный комплекс, который по своим характеристикам во многом превосходит все созданные в мире комплексы такого класса.

С. Н. Конюхов принимал непосредственное участие в создании космических аппаратов типа АУОС, «Океан», серии «Интеркосмос», предназначенных для исследования Солнца, солнечно-земных связей, механизмов переноса энергии от Солнца к Земле, исследования взаимосвязи явлений в магнитосфере, ионосфере и верхней атмосфере и полярных областях нашей планеты, изучения полярных сияний, исследования Мирового океана и природных ресурсов Земли.

Под руководством С. Н. Конюхова и при его творческом участии проведен цикл работ по созданию и внедрению комплекса автоматизированной обработки и формирования командно-программной информации управления автоматическими космическими аппаратами, разработаны принципы построения и эксплуатации наземного комплекса средств приема и обработки данных для систем исследования природных ресурсов Земли.

С. Н. Конюхов большое внимание уделил разработке основных положений по многоцелевой перспективной космической системе, предназначеннай для информационного обеспечения работ по международному сотрудничеству в области природопользования и охраны окружающей среды, экологически сбалансированного социально-экономического развития, решения задач наук о Земле. В этом направлении при участии С. Н. Конюхова осуществлены конкретные работы, в том числе в рамках выполнения задач Национальной космической программы Украины.

В сжатые сроки был создан и запущен первый украинский спутник «Січ-1», создается спутник «Січ-1М», оснащенный многоспектральной аппаратурой видимого диапазона, предназначеннай для постоянного наблюдения за сельхозугодьями, состоянием лесов, рек и водохранилищ.

Под руководством С. Н. Конюхова коллектив ГКБ «Южное» создает в настоящее время экспериментальную космическую систему «Попередження». Этот комплекс будет отслеживать процессы в ионосфере и магнитосфере Земли, а также их связи с течением процессов в литосфере, что очень важно для обеспечения безопасности населения многих регионов мира.

С. Н. Конюхов поддерживает и развивает межгосударственные контакты Украины в области ракетно-космической техники с многими странами мира и прежде всего с Россией. Специалисты ГКБ ведут интенсивные работы по созданию вместе с российскими учреждениями спутника «Коронас-Ф»; на текущий год намечен и старт совместного с Россией спутника дистанционного зондирования мирового океана по программе «Океан».

В полной мере организаторские способности и дар предвидения, свойственные С. Н. Конюхову, проявляются в процессе разработки такого важного и оригинального проекта, как переоборудование снимаемой с боевого дежурства межконтинентальной баллистической ракеты «СС-18» для наиболее экономически выгодного ее использования в качестве ракеты-носителя КА.

Благодаря высокой деловой активности С. Н. Конюхова и его конструктивному подходу к решению организационно-технических проблем в современной сложной экономической ситуации ГКБ «Южное» вышло на внешний рынок космических услуг, а Украина участвует в реализации престижных международных коммерческих космических проектов. В первую очередь, это — «Глобалстар» и «Морской старт». Задача первой — вывести с помощью ракеты-носителя «Зенит» в космос 36 спутников тремя пусками по 12 космических аппаратов в каждом. Вторая с полным правом может быть названа программой решения задач ракетно-космической техники XXI века. Она обеспечит большую

часть мировых запусков космических аппаратов с плавучих морских космодромов из любой точки на поверхности мирового океана с помощью ракеты-носителя «Зенит».

Под руководством С. Н. Конюхова коллектив ГКБ «Южное», имея огромный опыт создания боевой ракетной техники стратегического назначения, также успешно выполняет ряд работ по тематике Министерства обороны Украины.

В последние годы на С. Н. Конюхова легла最难的一次任务是将他领导的集体转换为由他本人领导的企业。在他的倡议下，在他的领导下，GKB «Южное»进行了组织结构和技术创新，使其能够实施一系列项目，包括乌克兰的无轨电车、谷物联合收割机、风力发电站等。

在自己的领导下，S. N. Konukhov constantly devotes time to scientific work. He has established and developed principles of construction of minimet schemes for rocket starts, methods of optimal experimental work on rockets with minimet start schemes, methods of calculating reliability and determining optimal volume of experimental work on rockets with the specified start scheme, theoretically justified and experimentally confirmed the reliability of the system of rockets with minimet start schemes and systems of rockets, subjected to the influence of minimet start, developed analytical methods of calculating reliability and recalculation of reliability estimates by the method of truncated intervals with nominal boundaries.

Станислав Николаевич — автор и соавтор многочисленных научных статей, изобретений и четырех монографий. Им создана научная школа специалистов по современным методам проектирования и конструирования ракетно-космических систем, под его руководством защищены докторские и кандидатские диссертации, разработан используемый в Днепропетровском государственном университете оригинальный курс лекций по вопросам обеспечения надежности изделий ракетно-космической техники.

В свои 60 лет Станислав Николаевич Конюхов полон творческих замыслов. Его энергия, целеустремленность, оптимизм, первоклассные профессиональные и деловые качества — все внушиают к нему уважение и дают твердую уверенность, что он и далее будет успешно работать на ниве развития ракетно-космической отрасли Украины, укрепления украинской государственности и повышения престижа нашей страны как одной из мировых космических держав.

*В. В. Пилипенко
академик НАН Украины*