

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ

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

КИЇВ

Том 4, № 5/6, 1998

KYIV

ЗМІСТ

Кошовий В. В., Сорока С. О. Акустичне збурення іоносферної плазми наземним випромінювачем. I. Експериментальне виявлення акусто-іоносферних збурень

Верхоглядова О. П., Івченко В. М. Методика визначення положення областей магнітосфери за даними вимірювань космічних апаратів: експериментальні критерії та емпіричне моделювання

Шувалов В. А., Приймак А. І., Губин В. В. Моделирование радиационной электризации космических аппаратов в ионосфере и магнитосфере

Шувалов В. А., Приймак А. І., Губин В. В., Лазученков Н. М. Система активной плазменной защиты космических аппаратов от электрорадиационного воздействия ионосферы и магнитосферы

Юхимук А. К., Федун В. Н., Юхимук В. А., Фалько О. Г., Сиренко Е. К. Нелинейный механизм генерации нижнегибридных волн в космической плазме

CONTENTS

- 3 Koshovyi V. V., Soroka S. O. Acoustic disturbance of ionospheric plasma by a ground-based radiator
- 18 Verkhoglyadova O. P., Ivchenko V. M. Methods for the identification of magnetosphere regions based on spacecraft data: Experimental criteria and empirical modelling
- 28 Shuvalov V. A., Priymak A. I., Gubin V. V. Simulation of radiative electrification of spacecraft in the ionosphere and magnetosphere
- 36 Shuvalov V. A., Priymak A. I., Gubin V. V., Lazuchenkov N. M. Active plasma protection of spacecraft from electroradiation influence of the ionosphere and magnetosphere
- 41 Yukhimuk A. K., Fedun V. N., Yukhimuk V. A., Fal'ko O. G., Sirenko E. K. Nonlinear mechanism of the generation of lower hybrid waves in cosmic plasmas

- Верецак А. П., Пискорж В. В., Жалило А. А., Литвинов В. А., Волох К. Ф.* Концепция создания системы навигационного обеспечения Украины
- Верецак А. П., Жалило А. А., Ноздрин И. Г., Флерко С. Н.* Потенциальные возможности реализации широкозонной дифференциальной навигации по сигналам космических навигационных систем GPS и ГЛОНАСС в Украине
- Горбенко И. Д., Стасев Ю. В., Потий А. В., Ткачев А. М.* Предложения по обеспечению безопасности информации в единой спутниковой системе передачи информации
- Зубко В. П., Іськов П. Я., Подолюх І. Я., Стефаншишин Я. І.* Огляд стану та тенденцій розвитку дистанційного зондування Землі
- Лялько В. И., Федоровский А. Д., Теременко А. Н., Рябоконенко А. Д.* Использование космической информации для исследования экологического состояния городских агломераций
- Патон Б. Е., Лапчинский В. Ф., Аснис Е. А., Заболотин С. П., Баранский П. И., Бабич В. М.* Актуальные задачи получения материалов электронной техники в условиях микрогравитации
- Абраимов В. В.* Имитация воздействия атомарного кислорода на материалы космических аппаратов
- Шувалов В. А., Левкович О. А., Кошубей Г. С.* Приближенные модели струй электроприводных двигателей космических аппаратов
- Місюра В. І., Присняков В. Ф.* Експериментальне дослідження стійкості течії у дискових гідромашинах космічних енергоустановок
- Пироженко А. В.* О влиянии диссиpации энергии в материале нити на эволюцию ротационного движения космической тросовой системы
- Антонов А. Е., Киреев В. Г.* Электромеханические исполнительные устройства для космических аппаратов
- Чеборин О. Г., Яценко В. А.* Криогенный датчик гравиметрических приборов
- Черевченко Т. М., Заименко Н. В.* Тропічні епіфітні орхідеї — об'єкт досліджень космічної ботаніки та елемент дизайну кабіни космічних кораблів і орбітальних станцій
- Гусынин В. П.* Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988—1996 гг. III. Модификации, летные испытания и эксплуатация
- 46** *Vereshak A. P., Piskorzh V. V., Zhalilo A. A., Litvinov V. A., Voloh K. F.* Concept of the development of the Ukrainian navigation service system
- 56** *Vereshak A. P., Zhalilo A. A., Nozdrin I. G., Flerko S. N.* Possibilities for realizing in Ukraine a wide-area differential navigation using the GPS and GLONASS signals
- 62** *Gorbenko I. D., Stasev Yu. V., Potii A. V., Tkachev A. M.* Propositions for ensuring the information security in the common Ukrainian satellite system of information transmission
- 67** *Zubko V. P., Is'kov P. Ya., Podoliukh I. Ya., Stefanishyn Ya. I.* The present state and development trends of the remote sensing of the Earth
- 88** *Lyal'ko V. I., Fedorovskiy A. D., Teremenko A. N., Ryabokonenko A. D.* Use of space information for the monitoring of ecological situation in urban agglomerations
- 95** *Paton B. E., Lapchinskii V. F., Asnis E. A., Zabolotin S. P., Baranskii P. I., Babich V. M.* Urgent tools of producing materials for electronic engineering under microgravity
- 99** *Abraimov V. V.* Simulation of the influence of atomic oxygen upon spacecraft materials
- 105** *Shuvalov V. A., Levkovich O. A., Kochubey G. S.* Approximate models of plume flows from electric propulsion engines of spacecraft
- 110** *Misyura V. L., Prisnyakov V. F.* Experimental investigation of flow stability in disk hydraulic machines of space power unit
- 116** *Pirozhenko A. V.* Effect of energy dissipation in thried material on the evolution of rotational motion in space cable systems
- 125** *Antonov A. E., Kireev V. G.* Electromechanical drives for spacecraft
- 129** *Cheborin O. G., Yatsenko V. A.* Cryogenic sensor for gravimetric devices
- 141** *Cherevchenko T. M., Zaimeko N. V.* Tropical epiphytic orchids as an object of space botany investigations and a design element for spacecraft flight decks and orbital stations
- 148** *Gusynin V. P.* Aerospace “Pegasus” System. review based on the 1988—1996 press. III. Modifications, flight tests, and operation

НАШІ АВТОРИ

156 OUR AUTHORS

УДК 550.388.2

Акустичне збурення іоносферної плазми наземним випромінювачем.

I. Експериментальне виявлення акусто-іоносферних збурень

В. В. Кошовий¹, С. О. Сорока²

¹Фізико-механічний інститут ім. Г. В. Карпенка НАН України, Львів

²Львівський центр Інституту космічних досліджень НКАУ та НАН України

Надійшла до редакції 25.07.97

Стаття присвячена проблемі акусто-іоносферних збурень в частині експериментальної перевірки можливостей акустичного збурення іоносфери відносно малопотужним керованим акустичним випромінювачем та виявлення цього класу іоносферних збурень за допомогою радіофізичних комплексів на базі радіотелескопа декаметрового діапазону УРАН-3.

ВСТУП

Наявність шару іонізованої плазми в атмосфері Землі із складним просторово-часовим розподілом її параметрів, який є достатньо чутливим до дії різної природи фізичних явищ певної енергетики, створила унікальну можливість побудови інформаційних систем контролю фізичних процесів на Землі. Суть полягає в тому, що реєструючи просторово-часову динаміку параметрів іоносферної плазми в принципі можна ставити і вирішувати обернені задачі з виявлення, просторово-часової локалізації та фізичної ідентифікації тих фізичних явищ (об'єктів, джерел), які викликають зміни іоносферних параметрів.

Властивості іоносфери під дією зовнішніх впливів піддаються регулярним і нерегулярним варіаціям. Впродовж довгого часу режим іоносфери розглядався виключно у зв'язку із сонячними і космічними діями на неї. Однак дослідження приблизно останніх двадцяти років показали, що іоносфера чутливо реагує також на процеси, що відбуваються в атмосferі, гідросфері та літосфері. Цілий ряд фі-

зичних явищ та процесів природного та штучного походження знаходять відгук в іоносфері: вулканічна діяльність, цунамі, грози, запуски ракет, подолання літальними апаратами звукового бар'єру, поширення потужних радіо, акустичних і теплових сигналів та інші [5].

Згадані вище обернені задачі відновлення параметрів фізичних джерел і процесів за зареєстрованими параметрами іоносферної обстановки вимагають в першу чергу дослідження прямої задачі, тобто вивчення реакції іоносфери на ті чи інші енергетичні дії різного фізичного походження. Прямі задачі вимагають постановки відповідних експериментів, бажано з виділеною в чистому вигляді і керованою фізичною дією.

СТАН ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОБЛЕМИ АКУСТО-ІОНОСФЕРНИХ ЗБУРЕНЬ

Одним із найпоширеніших видів фізичного впливу на іоносферу є акустичні збурення (АЗ). Практично всі види високоенергетичних явищ в атмосфері

Землі, особливо земного походження, генерують АЗ. Практично всі вони в різних методичних модифікаціях використовувалися для дослідження реакції іоносфери на АЗ. В якості зондуючих АЗ використовувались ядерні вибухи [7, 15], хімічні вибухи [11], землетруси [2, 6], метеорологічні явища (грозові розряди), запуски ракет [4], космічні явища типу сонячного затемнення, проходження термінатора, падіння метеоритів, космічних станцій («Скайлеб», 11.07.1979 р.; «Салют», 07.02.1991 р.) та інші. Більшість з них мала некерований, поодинокий характер. Тому, починаючи з кінця 1970-х рр. в якості основного способу створення зондуючих АЗ почали використовуватись науково-дослідні наземні вибухи з еквівалентом в сотні тон тринітротолуолу (ТНТ). Найвідомішим серед них був проект МАССА (магнітосферно-атмосферні связи при сейсмоакустических явищах) [3]. Для реєстрації іоносферних збурень (ІЗ) використовувався широкий спектр методів дистанційного зондування іоносфери, в основному наземними засобами.

Аналіз результатів цих досліджень виходить за межі даної роботи. Відмітимо лише деякі аспекти проблеми акусто-іоносферних збурень (АІЗ).

Перший аспект — це класифікація джерел АЗ за потужністю. Характерний період акустичної хвилі (в секундах) наближено дорівнює

$$P = 4E^{1/3}, \quad (1)$$

де E — енергія джерела в еквівалентних одиницях (кт) ТНТ [5].

До потужних джерел відносяться підземні, наземні та повітряні ядерні вибухи з енергією $E \geq 10$ Мт. Вони породжують акустичні хвилі з характерним періодом $P \geq 1-2$ хв. До слабопотужних джерел акустичних збурень відносяться джерела, для яких $E = 0.1$ кт — 1 Мт. Вони породжують акустичні хвилі з характерним періодом 2 с — 0.7 хв. До них відносяться хімічні вибухи, викиди вулканів, землетруси, припливі, сонячне затемнення, термінатор, ракети, літаки.

Другий аспект — це основні особливості впливу АЗ на іоносферу. Вибухи потужністю в сотні кілограмів ТНТ спричиняють АІЗ, амплітуда яких знаходиться на межі чутливості методів реєстрації (згідно з літературними джерелами).

Локалізовані (характерний розмір $L \leq 10$ км), крупномасштабні ($L \sim 10^2-10^3$ км) та глобальні ($L \sim 10^3-10^4$ км) АІЗ спостерігаються в іоносфері при енергіях впливу $W \geq 10^{11}$, 10^{12} та 10^{13} Дж відповідно [2]. При вибусі 300 т ТНТ в нижній атмосфері виділяється енергія порядка 10^{12} Дж.

Експериментально виявлено кілька груп швидко-

стей поширення АІЗ в іоносфері: 20—50, 6—8, 2—3, 1—1.5 та 0.3—0.7 (км/с) [2, 8, 12] та показано, що спричинені вибухами та землетрусами збурення охоплюють всю область іоносфери і магнітосфери. В нижній іоносфері — найбільш швидкі процеси аперіодичні і тривають 1—10 хв. В середній іоносфері — процеси періодичні (з періодом 5—20 хв) і тривають приблизно 1 год. Найбільш чітко спостерігається реакція іоносфери на дію хвиль акустичного типу. Ефекти реєструються при енергії $W \geq 10^{11}$ Дж на віддалях до 1000 км і більших.

АІЗ обумовлюють суттєві варіації характеристик радіосигналів в широкому діапазоні частот (від 1 кГц до 30 МГц): підсилення багатомодовості, допплерівське розширення спектрів, перерозподіл енергії по складових, фазові варіації радіосигналів, флукутації рівня шумового радіовипромінювання іоносфери та ін.

Третій аспект пов'язаний з особливостями поширення атмосферних акустичних хвиль (ААХ). Висотний профіль швидкості поширення акустичної хвилі в значній мірі залежить від висотного розподілу температури [13] і визначає характерні часи затримки при висотному поширенні акустичної хвилі (табл. 1). Підкреслимо, що на висотах 100—200 км температура суттєво збільшується (з 250 К до 1400 К), що призводить до відповідного збільшення швидкості акустичної хвилі.

Таблиця 1. Висотний профіль часу поширення акустичної хвилі в атмосфері Землі

h , км	5	10	50	100	200	500
$\Delta t_{\text{атм}}$, хв	0.25	0.5	3.17	5.5	8.5	15

На амплітуду синусоїdalnoї акустичної хвилі, яка поширюється вертикально вгору, впливають два фактори. Перший — це зменшення густини повітря з висотою за експоненціальним законом, яке призводить до того, що амплітуда ААХ із збільшенням висоти спочатку збільшується пропорційно $\rho^{-1/2}$, де $\rho = \rho_0 \exp(-\alpha h)$ — густина повітря. На великих висотах переважає інший фактор — збільшення довжини вільного пробігу молекул, що призводить також до підвищеного загасання акустичної хвилі. Існує висота, де амплітуда синусоїdalnoї акустичної хвилі максимальна. Із зменшенням частоти ця висота та підсилення амплітуди акустичної хвилі збільшуються. В табл. 2 приведені періоди ААХ і висоти, на яких амплітуда ААХ на

Таблиця 2. Висотні зміни параметрів акустичної хвилі при її поширенні в атмосфері Землі

P, с	h, км	A/A ₀
0.1	40	50
5	80	1000
10	120	3000
25	150	8000
50	200	20000
100	250	40000
200	300	60000

даній частоті максимальна та відношення A/A_0 (A_0 — амплітуда ААХ на Землі), яке характеризує її підсилення.

Таким чином, атмосфера виступає підсилювачем сигналу та просторовим фільтром (чим вище, тим менша частота акустичної хвилі). Тому навіть відносно слабкі низькочастотні АЗ можуть досягати іоносферних висот, підсилюючись при цьому по амплітуді в тисячі разів. При таких великих амплітудах можуть домінувати нелінійні ефекти і

відбуватися відповідні трансформації типу ААХ із збільшенням висоти.

ОБГРУНТУВАННЯ ДОЦІЛЬНОСТІ КЕРОВАНОГО АКУСТИЧНОГО ЗБУДЖЕННЯ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОБЛЕМИ АІЗ

Відомо, що одним із можливих каналів зв'язку підготовчих процесів землетрусів з іоносферними процесами являються акустичні хвилі низькочастотних діапазонів. Для вивчення інформаційних властивостей акустичного каналу поверхня Землі — іоносфера доцільне проведення регулярних експериментів по вивченню проходження низькочастотних акустичних хвиль до іоносферних висот, а також ефектів, які виникають при цьому в іоносфері. Очевидно, що такі експерименти потрібно проводити в різноманітних погодних і геофізичних умовах. Ці дослідження можуть стати основою формування інформаційних ознак для прогнозу сейсмічної активності.

Рис. 1. Зовнішній вигляд акустичного випромінювача

Результати акустичного зондування можуть бути використані і для дослідження параметрів самої іоносфери. Переходні процеси в іоносфері після акустичного збудження дадуть інформацію про її властивості. Одночасне акустичне та електромагнітне (нагрівними стендами) збудження іоносфери могло б стати принципово новим методом вивчення іоносферної плазми.

До останнього часу акустичне збудження іоносфери реалізовувалось вибуховими методами. Ці методи АЗ іоносфери мають ряд недоліків, що заважають їхньому широкомасштабному використанню. Серед недоліків відмітимо наступні.

Вплив вибухів на іоносферу має комплексний характер і супроводжується не тільки АЗ, але й хімічними викидами, електромагнітним випромінюванням, інтенсивними газодинамічними потоками. Все це не дозволяє в чистому вигляді виділяти ефекти конкретних збурень. Вибухові методи є слабо керованими по інтенсивності та спектру акустичного випромінювання, їм притаманна слабка повторюваність параметрів АЗ навіть при однакових величинах вибухових зарядів. Як показує практика, для помітного впливу на іоносферу необхідні вибухові заряди в сотні тонн вибухівки, що створює значні екологічні та економічні проблеми. В Україні практично немає можливості розвивати вибухові методи збудження іоносфери. Крім того, вибухові методи важко узгодити з уже існуючими стаціонарними радіотехнічними засобами спостереження іоносфери.

Таким чином, доцільно створити дослідницький радіофізичний комплекс акусто-електромагнітного зондування (АЕЗ) на базі керованого потужного екологічно допустимого акустичного випромінювача (АВ), за допомогою якого можна було б ставити регулярні експерименти без часових і просторових обмежень.

АПАРАТУРНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕКСПЕРИМЕНТІВ

Для підтвердження можливості АЗ іоносфери наземним керованим акустичним випромінювачем була розроблена модель такого випромінювача (рис. 1) з електричною потужністю 150 кВт та акустичним к. к. д. біля 20 %. При середній тривалості роботи біля 60 с загальна випромінена акустична енергія складає приблизно $1.8 \cdot 10^6$ Дж. Ця енергія значно менша, ніж при вибухах, однак по енергії частот, які досягають іоносфери, випромінювач може мати переваги.

При оцінці поширення в атмосфері акустичних збурень від АВ можна вважати, що іоносферних

висот ймовірно досягають інфразвукові складові випромінювання (нижче 10 Гц), які утворюються за рахунок нелінійного параметричного ефекту в атмосфері при взаємодії двох акустичних хвиль різної частоти, генерованих двома акустичними генераторами, що входять до складу АВ [1].

Виявлення іоносферних збурень від дії АВ проводилось шляхом дистанційного зондування іоносфери за допомогою радіофізичних комплексів (РФК), створених на базі радіотелескопа (РТ) декаметрового діапазону УРАН-3 [14], розташованого в м. Шацьк Волинської обл. При цьому реалізовувались два типи методик:

- зондування іоносфери на просвіт зонduючими сигналами реперного космічного радіоджерела (КРД);
- слабонахилене радіозондування іоносфери зонduючими сигналами діючої короткохвильової радіостанції.

Використовувались три модифікації РФК, структура яких представлена на рис. 2. Перша — це модифікований радіоінтерферометр на базі двох

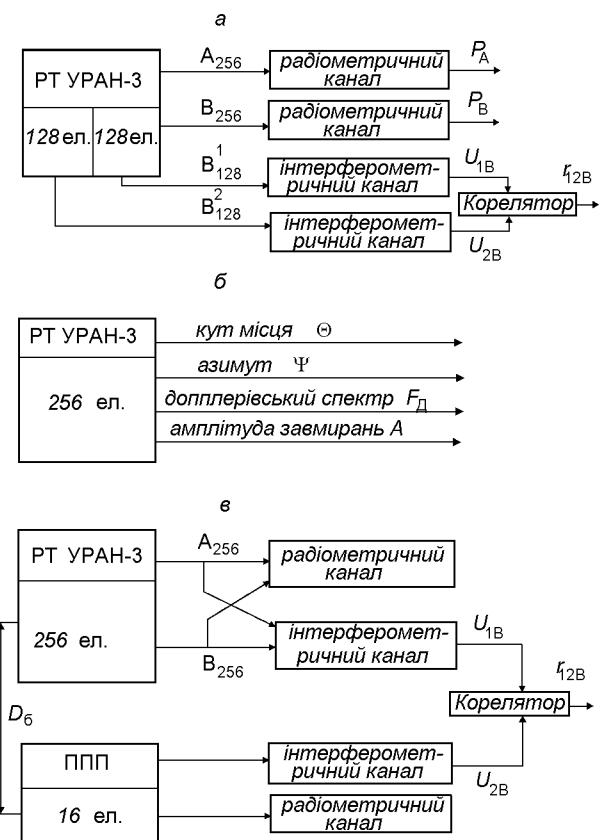


Рис. 2. Структура радіофізичних комплексів на базі радіотелескопа УРАН-3 для дослідження акусто-іоносферних збурень

половин антени РТ УРАН-3 (рис. 2, а). Реєстровані параметри: потужності сигналів P_A і P_B , прийнятих окрім поляризаціями A і B антени (256 елементів, радіометричні канали), та модуль взаємокореляційної функції $|r_B(t)_{s,c}|$ сигналів, прийнятих кожною половиною антени (128 елементів) поляризації B . Друга — це іоносферно-діагностичний комплекс на базі РТ УРАН-3 (рис. 2, б). Алгоритм його роботи забезпечує програмно кероване сканування діаграмою спрямованості антени по куту місця Θ і азимуту Ψ та реєстрацію амплітуди завмирань A та допплерівського спектру F_D іоносферних сигналів. Третя модифікація — це короткобазовий радіоінтерферометр із змінною базою КБР УРАН-3 (рис. 2, в). Крім антени РТ УРАН-3 він містить пересувний приймальний пункт з розбірною антеною (16 елементів), змонтований на шасі автомобіля ЗІЛ-151, сигнали з якого ретранслюються на стаціонарний пункт РТ УРАН-3. Забезпечує можливість радіоінтерферометричних спостережень на змінних базах $0 \div 40$ км і реєстрацію наступних параметрів сигналів — потужності та квадратичних складових або модуль ВКФ сигналів із стаціонарної та пересувної антен.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ АІЗ МЕТОДОМ НА ПРОСВІТ ІОНОСФЕРИ

Було розроблено і реалізовані дві методики, які використовували для зондування іоносфери на просвіт дм-випромінювання реперних КРД.

Методика № 1 (схема експерименту представлена на рис. 3, 1996 р.). Радіотелескоп УРАН-3 або КБР УРАН-3 працює в одному із режимів радіоінтерферометричних спостережень КРД (рис. 2, а, в). Випромінювання КРД реєструється протягом восьми 20-хв сканів. Під час середнього скану (момент кульмінації) включається АВ (м. Львів) з режимом роботи: 50 с звучання, 50 с пауза, три повтори. Геометричне розташування АВ та РТ УРАН-3 (база 200 км) таке, що в районі кульмінації інформаційний радіопромінь від КРД взаємодіє з АІЗ на висотах порядку 220—280 км.

Вибір радіоджерел проводився відповідно до вимог геометрії експерименту. Крім того КРД повинні бути достатньо потужні для впевненої їх реєстрації РФК УРАН-3. Було вибрано два радіоджерела, що задовільняли дані умови: 3С274 та 3С348; максимальна висота їх підйому (кульмінація) — 51° та 44° відповідно. Напрям їх відслідковування — південь.

Вихідні параметри експериментів.

Час проведення експерименту: жовтень—грудень 1996 р.

Обладнання: Радіотелескоп УРАН-3 (м. Шацьк, Волинської обл.). Акустичний випромінювач (м. Львів).

Робоча частота спостережень радіоджерел: 25.230 МГц.

Основні робочі частоти акустичних генераторів в складі акустичного випромінювача: 100 Гц і 110 Гц.

Зондуючі космічні радіоджерела: 3С274, 3С348.

Потужність потоку випромінювання:

для джерела 3С274 — 5300 Ян*,

для джерела 3С348 — 2300 Ян.

Максимальний кут піднесення над горизонтом (кульмінація):

для джерела 3С274 — 51°,

для джерела 3С348 — 44°.

Радіосигнали після акусто-електромагнітної взаємодії (АЕВ), тобто дифракції радіовипромінювання КРД на АІЗ, реєструються і обробляються на комп’ютері. На першому етапі експериментальних досліджень проведено по вісім сеансів запису потужності двох радіоджерел до і після АІЗ та контрольні записи без АІЗ (табл. 3).

Методика № 2 (схема проведення експерименту на рис. 3, 1997 р.). За допомогою РФК на базі РТ УРАН-3, які працюють в режимі радіоінтерферометричних спостережень (рис. 2, а, в), проводиться неперервна реєстрація в радіометричному каналі амплітуди випромінювання достатньо інтенсивних КРД, промені яких проходять над м. Львовом, в околі кульмінації джерел під час АІЗ. Інтерферометричний канал створено на базі двох половин антенного поля з базою 100 м. Радіосигнали КРД реєструються протягом восьми 20-хв сканів. Під час середнього скану за 5 хв до моменту кульмінації включається АВ (м. Львів) у вибраному режимі роботи. Геометричне розташування АВ та радіотелескопа (база 200 км) таке, що в районі кульмінації зондуюче випромінювання радіоджерела взаємодіє з АІЗ на висотах порядку 150—250 км (в залежності від положення променя). Результати цієї взаємодії реєструються.

Вибір КРД проводиться відповідно до вимог геометрії експерименту. Крім того, джерела повинні бути достатньо потужні для впевненої їх реєстрації РФК УРАН-3. В табл. 4 і на рис. 4 приведені деякі характеристики найбільш типових КРД, які можна було використовувати в експериментах в якості реперних, час їхньої кульмінації, висоти над АВ та

* $1 \text{ Ян} = 10^{26} \text{ Дж}/\text{м}^2$

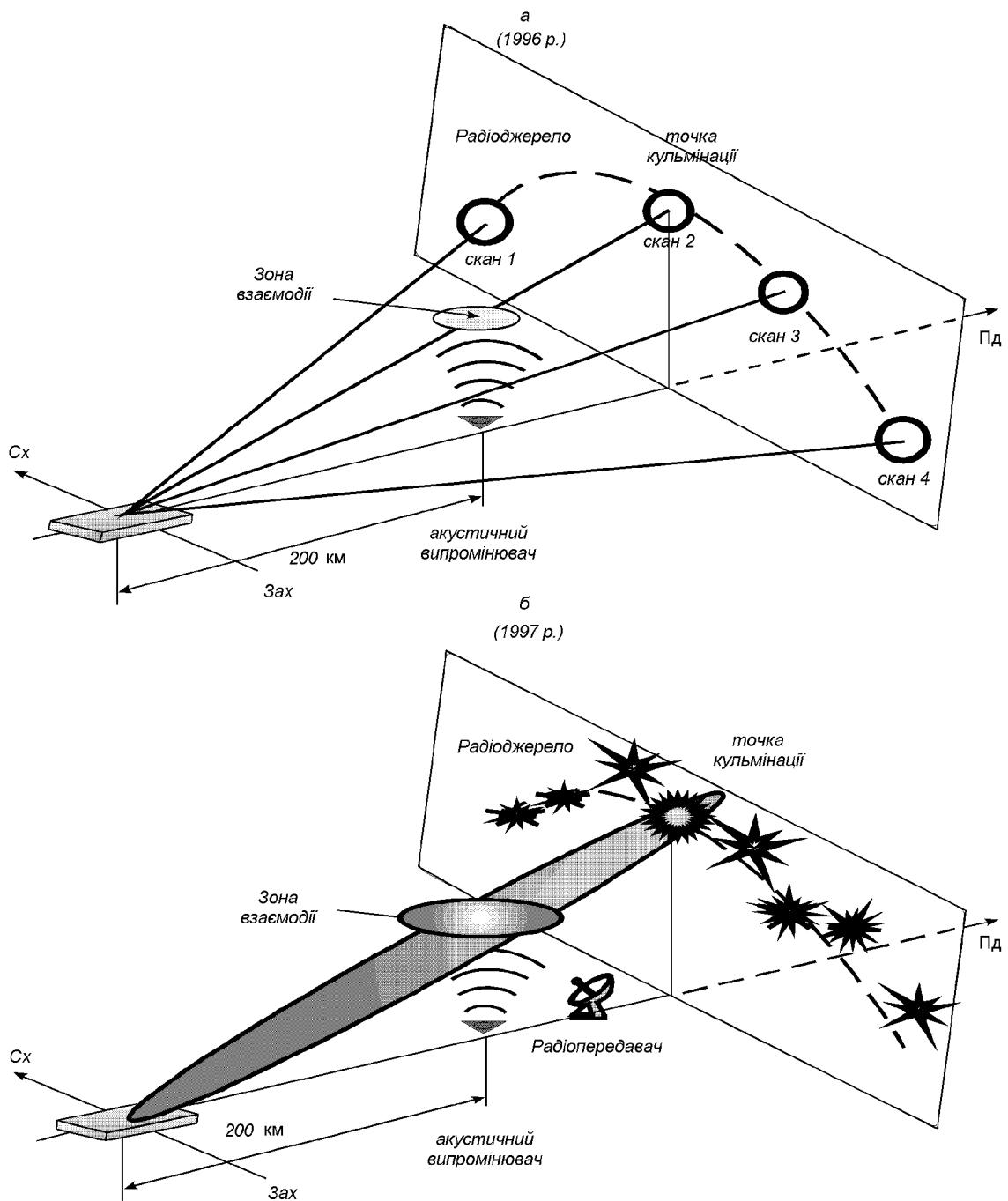


Рис. 3. Схеми проведення експериментів по виявленню акусто-іоносферних збурень методом на просвіт при зондуванні іоносфери сигналами реперних радіоастрономічних джерел

очікувані часи затримки. Результати спостережень реєструються по стандартній методиці радіоінтерферометричних спостережень в комп’ютері.

АЗ проводиться один раз на сеанс спостереження вибраного КРД трьома однохвилинними імпуль-

сами з однохвилинним інтервалом або одиночним однохвилинним імпульсом. Початок і кінець кожного АЗ визначаються часом проходження певного радіоджерела. Повторні експерименти проводяться в тому ж часовому режимі з урахуванням поправки

Таблиця 3. Параметри експериментів з виявлення акусто-іоносферних збурень за допомогою КБР УРАН-3 зондуочими сигналами 25 МГц реперного космічного радіоджерела на просвіт (методика № 1 — сканування джерела рухомим променем діаграми спрямованості радіотелескопа)

Джерело	Дата, 1996	Номер сеансу	Моменти сканування		Параметри акустичного збурення				Наявність ефекту
			Початок	Закінчення	Початок	τ , хв	T, с	n	
3С274 (5300 Ян, 51°, 277 км)	30.11	PA01	8 ^h 10 ^m	9 ^h 20 ^m	8 ^h 14 ^m	1	30	6	+
	01.12	PA02	8 ^h 00 ^m	9 ^h 10 ^m	8 ^h 09 ^m	1	30	4	+
	02.12	PA03	8 ^h 20 ^m	9 ^h 10 ^m					
	03.12	PA04	8 ^h 00 ^m	9 ^h 05 ^m	8 ^h 01 ^m	1	30	3	?
	07.12	PA05	7 ^h 45 ^m	8 ^h 50 ^m	7 ^h 42 ^m	1	90	4	?
	08.12	PA06	7 ^h 42 ^m	8 ^h 50 ^m					
	09.12	PA07	7 ^h 30 ^m	8 ^h 40 ^m	7 ^h 39 ^m	1	90	3	
3С348 (2300 Ян, 44°, 217 км)	30.11	PA08	12 ^h 30 ^m	13 ^h 40 ^m	12 ^h 34 ^m	1	30	4	
	01.12	PA09	12 ^h 20 ^m	13 ^h 30 ^m	12 ^h 29 ^m	1	30	4	+
	02.12	PA10	12 ^h 20 ^m	13 ^h 10 ^m					
	03.12	PA11	12 ^h 20 ^m	13 ^h 30 ^m	12 ^h 21 ^m	1	120	6	+?
	07.12	PA12	12 ^h 00 ^m	13 ^h 00 ^m	12 ^h 05 ^m	1	60	4	?
	08.12	PA13	12 ^h 00 ^m	13 ^h 10 ^m	12 ^h 02 ^m	1	60	4	+
	09.12	PA14	11 ^h 50 ^m	13 ^h 00 ^m	11 ^h 56 ^m	1	60	4	+

Таблиця 4. Основні характеристики космічних радіоджерел, які використовувалися як реперні в експериментах на просвіт іоносфери

Назва джерела	Потужність, Ян	Час кульмінації
3С10	900	11 ^h 55 ^m
3С84	1080	14 ^h 49 ^m
3С123	1080	16 ^h 06 ^m
3С134	600	16 ^h 34 ^m
3С144	3170	17 ^h 04 ^m
3С218	2150	20 ^h 47 ^m

зміщення часу кульмінації радіоджерела (мінус 4 хв кожної наступної доби).

Вихідні параметри експериментів.

Час проведення експерименту: квітень 1997 р.
Обладнання: Радіотелескоп УРАН-3 (м. Шацьк, Волинської обл.). Акустичний випромінювач (м. Львів).

Робоча частота спостережень радіоджерел: 25.230 МГц.

Кількість вимірювань: три сеанси по вісім 20-хв сканів в день.

Всього за цією методикою проведено 10 сеансів (табл. 5).

РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТІВ

На рис. 5 представлена дві типові реалізації сигналів від КРД (експерименти №PA01 і PA07), зареєстрованих по методиці № 1, при дії АЗ.

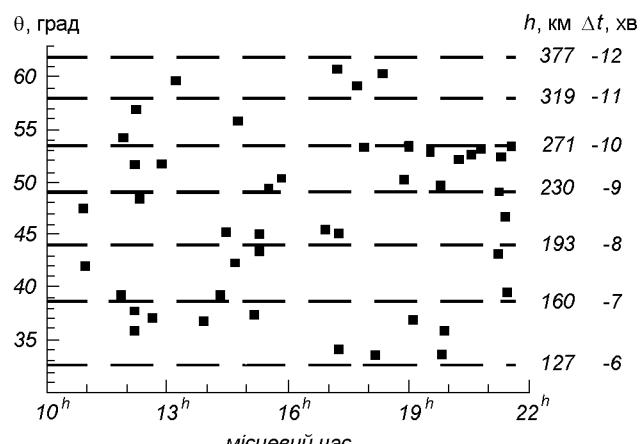


Рис. 4. Просторово-часове розміщення космічних радіоджерел в період проведення експериментів (березень, 1997 р.)

Записи: *a* — радіометричний канал РТ УРАН-3 (поляризація *A*), *b* — радіометричний канал РТ УРАН-3 (поляризація *B*), *c* — часовий модель акустичного збудження. Зафіксовано декілька типів іоносферних збурень, які можна ідентифікувати як АІЗ, тобто як реакції іоносфери на АЗ, з різним часом затримок по відношенню до АЗ. Такого класу ІЗ при відсутності АЗ не були характерні для записів радіометричних (модуляційних) каналів. Аналіз експериментів, проведених по методиці № 1, виявив цілий ряд недоліків, які затруднюють статистичну обробку та інтерпретацію сигналів. Основний з них це те, що АЗ здійснювалось, коли КРД було в кульмінації над АВ. За час поширення

Таблиця 5. Параметри експериментів з виявлення акусто-іоносферних збурень за допомогою КБР УРАН-3 зондующими сигналами 25 МГц реперного космічного радіоджерела на просвіт (методика № 2 — сканування джерела нерухомим променем діаграми спрямованості радіотелескопа)

Характеристика джерела (кут, висота)	Дата, 1997	Номер сеансу	Момент сканування		Параметри акустичного збурення					Наявність ефекту
			Початок	Закінчення	Початок	τ , хв	T, хв	n	погода	
38° 175 км	01.04	PA15	11 ^h 49 ^m	15 ^h 08 ^m	12 ^h 46 ^m	1	1	3	+8, 737, 57 %	+
44° 217 км	01.04	PA16	15 ^h 26 ^m	17 ^h 39 ^m	15 ^h 46 ^m	1		1	+10, 737, 56 %	+
32° 140 км	01.04	PA17	17 ^h 58 ^m	21 ^h 17 ^m	19 ^h 42 ^m	1	1	1	+13, 736, 60 %	+
38° 175 км	02.04	PA18	11 ^h 45 ^m	14 ^h 45 ^m	12 ^h 41 ^m	1	1	1	+13, 734, 57 %	+
44° 217 км	02.04	PA19	14 ^h 55 ^m	18 ^h 15 ^m					+16, 732, 46 %	
32° 140 км	02.04	PA20	18 ^h 23 ^m	21 ^h 14 ^m	19 ^h 02 ^m	1	1	1	+12, 731, 54 %	+
38° 175 км	03.04	PA21	12 ^h 01 ^m	14 ^h 41 ^m					+12, 730, 57 %	
44° 217 км	03.04	PA22	14 ^h 43 ^m	17 ^h 51 ^m	15 ^h 38 ^m	1	1	1	+15, 728, 50 %	?
32° 140 км	03.04	PA23	17 ^h 54 ^m	20 ^h 30 ^m	18 ^h 59 ^m	1	1	1	+11, 724, 67 %	+
38° 175 км	04.04	PA24	11 ^h 28 ^m	14 ^h 37 ^m	12 ^h 33 ^m	1	1	3	+4, 724, 67 %	?

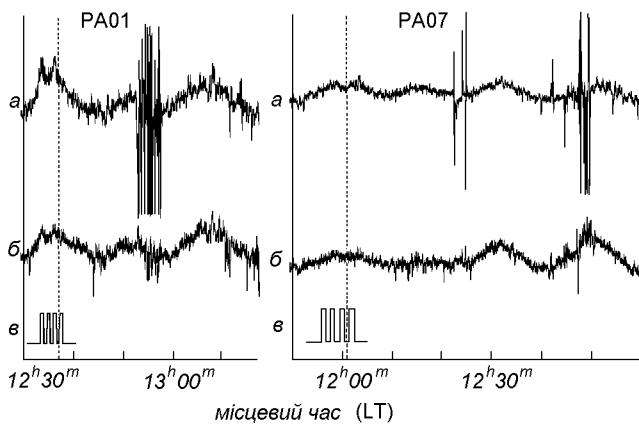


Рис. 5. Результат радіозондування іоносфери методом на просвіт згідно з методикою № 1 (експерименти № PA01 та № PA07 згідно з табл. 3): штрихова лінія — час кульмінації радіоджерела; 12^h57^m — перехід з ручного керування діаграмою спрямованості на автоматичне

A3 на іоносферні висоти (5—10 хв) відбувалося перемикання ДС антени РТ на інший скан і фактично зондувалась не область A3 в іоносфері над АВ, а область іоносфери на відстані декілька сотень кілометрів на захід від АВ. Крім того, очікувана висота АЕВ над АВ завдяки високим кутам схилення КРД була достатньо великою (220—250 км).

Вказані недоліки методики № 1 були враховані в методиці № 2 (рис. 6 і 7). Основні умови і параметри експериментів приведені в табл. 3 і 5. На рисунках представлені:

— записи часових реалізацій сигналів інтерферометричного, поляризації B (записи a) та двох радіометричних, поляризацій B i A, каналів (записи b і c);

— часові моделі АЗ біля АВ (записи в для PA15—PA18) із прив'язкою до відносного часу в годинах, який відраховується від моменту кульмінації КРД 3С461 (Cas A) на меридіані РТ УРАН-3;

— записи б після логічної, типу «I—I», обробки реалізацій сигналів, зареєстрованих трьома каналами, в результаті якої інформаційним для прийняття рішення про наявність чи відсутність АІЗ вважався лише той запис, в якому сигнал — реакція виявляється у всіх трьох реалізаціях;

— записи ВКФ сигналів КРД, які пройшли через збурену іоносферу, і часових моделей АЗ (на рис. 7, записи a, б, в відповідають відповідно записам на рис. 6).

В результаті такої обробки були виявлені ІЗ з різними часами затримки, які чітко кореляють із АЗ і які з високим ступенем достовірності можна ідентифікувати як АІЗ. Об'ективними показниками того, що реєструвались саме АІЗ, можуть бути:

- поява реакції іоносфери на обох лінійних поляризаціях одночасно на інтерферометричних і на радіометричних каналах;
- поява першої реакції іоносфери через 5—6 хв після АЗ, що відповідає часу поширення акустичної хвилі на висоту приблизно 120 км;
- повторні появи реакції іоносфери (з відносно стійкими часовими затримками приблизно 10, 20, 40 хв);
- повторюваність параметрів реакції іоносфери в різні дні (наприклад, вранці 01.04.97 затримка дорівнює 40 хв, а вранці 02.04.97 — 41 хв);
- повторюваність реакції іоносфери для різних КРД;
- наявність чіткої кореляції між реакцією іоносфери та АЗ за результатами їхньої взаємно-кореляційної обробки;

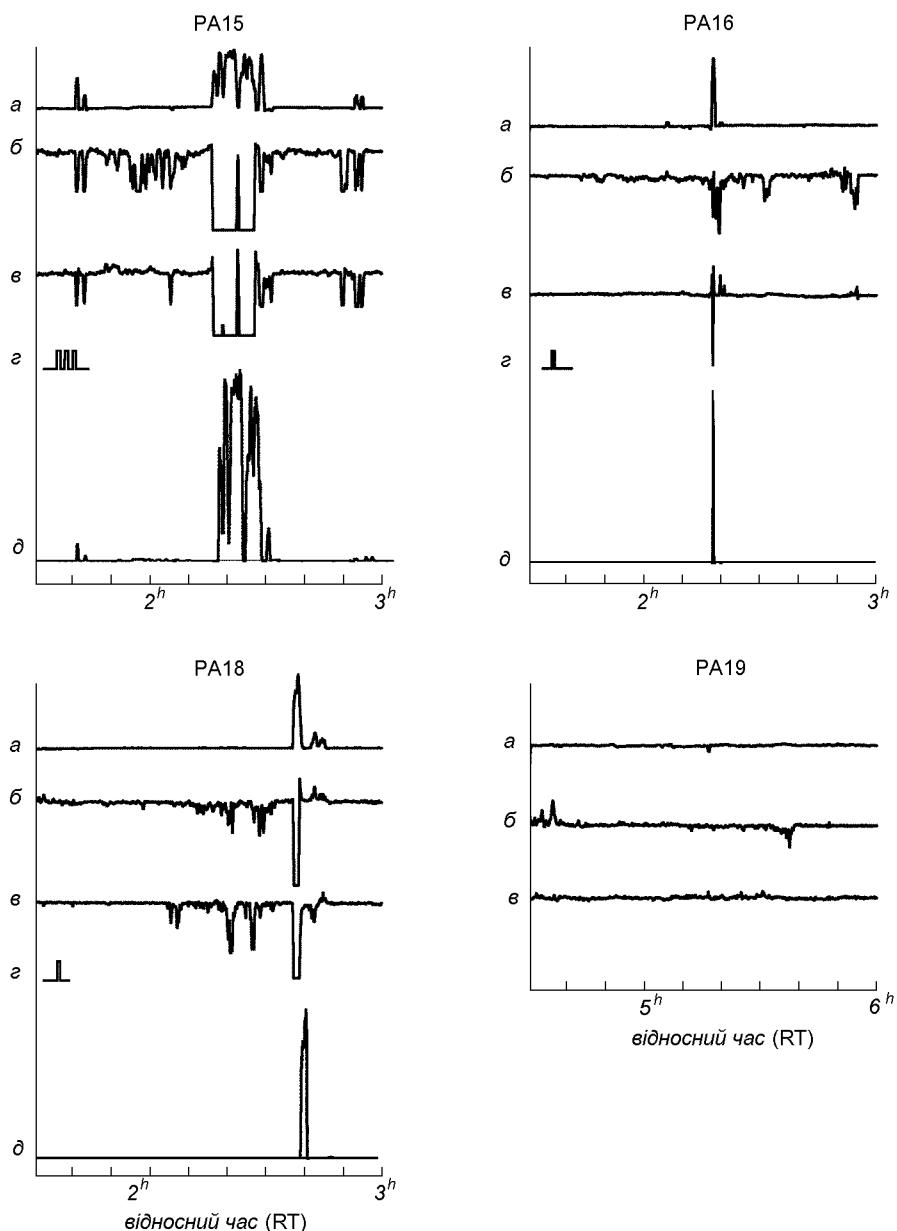


Рис. 6. Результат радіозондування іоносфери методом на просвіт згідно з методикою № 2 (експерименти № PA15, № PA16, № PA18, № PA19 згідно з табл. 5). Вимірювання проведено 01.04.97 р. Початок АЗ — $12^{\text{h}}45^{\text{m}}53^{\text{s}}$, кінець — $12^{\text{h}}50^{\text{m}}48^{\text{s}}$. Кут піднесення 39° . Висота 160 км. Вимірювання проведено 02.04.97 р. Початок АЗ — $12^{\text{h}}41^{\text{m}}57^{\text{s}}$, кінець — $12^{\text{h}}42^{\text{m}}41^{\text{s}}$. Кут піднесення 39° . Висота 160 км

- відсутність якісної подібності записів сигналів КДР при наявності і відсутності АЗ (PA19);
- прояв реакції іоносфери не лише на наявність АЗ, а і на форму АЗ (PA15 і PA16).

Однією із об'єктивних характеристик процесу АЕВ є час затримки реакції іоносфери на АЗ. Результати сумарної обробки результатів всіх експериментів шляхом оцінки часу затримки представлена на рис. 8. На рис. 8, а представлено: по

абсцисі — час, по ординаті — номер експерименту. Від першого по десятий номер — експерименти (ранок, обід, вечір) 1—4.04.97 р. Від одинадцятого по двадцять третій — експерименти, проведені у 1996 р. В напрямках, паралельних осі абсцис, навпроти кожного номера експерименту квадратиками показано час затримки зареєстрованих ІЗ відносно часу АЗ. Час затримки визначався від початку першого випромінювання до початку іоно-

сферного збурення.

На рис. 8, б представлена гістограма часового розподілу частоти виявлення реакції іоносфери відносно АЗ (зведені по всіх експериментах). Аналіз гістограм показує, що спостерігаються п'ять груп значень часу затримки τ . Вважаючи похибки вимі-

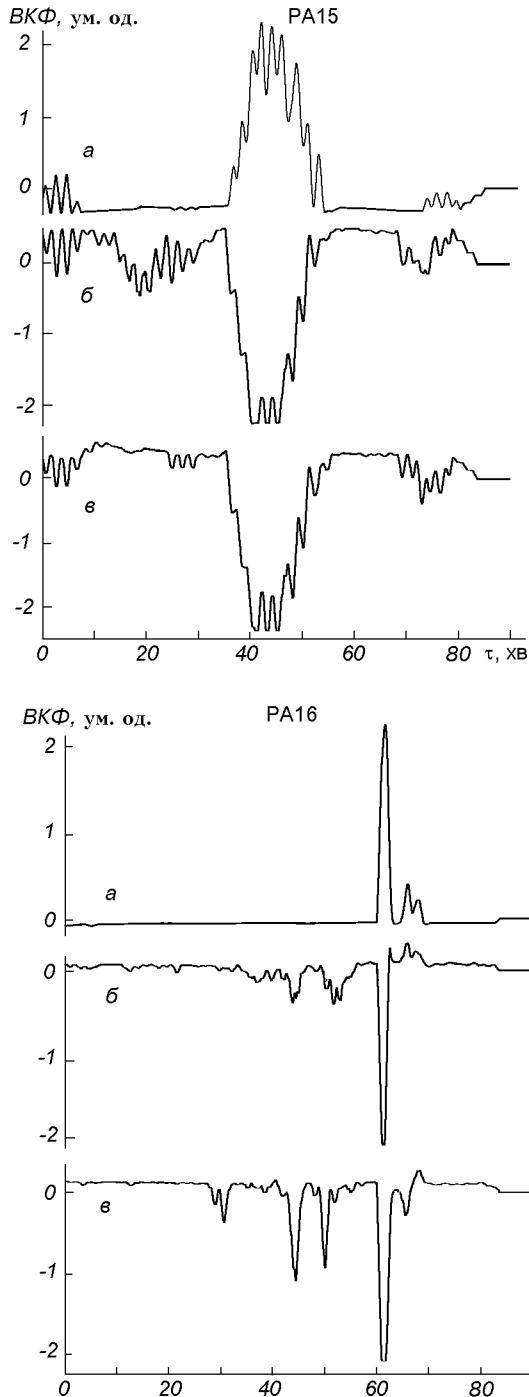


Рис. 7. Модуль ВКФ сигналів космічних радіоджерел при радіозондуванні іоносфери на просвіт і часової моделі акустичного збудження (експерименти № PA15, № PA16, № PA18 згідно з табл. 5)

рювань незалежними і розподіленими за нормальним законом, побудовано довірчі інтервали центра розподілу a та середнього квадратичного відхилення σ часів затримок τ з надійністю P за формулами [9]:

$$\bar{X} - t(P; n - 1) \frac{S}{\sqrt{n}} < a < \bar{X} + t(P; n - 1) \frac{S}{\sqrt{n}}, \quad (2)$$

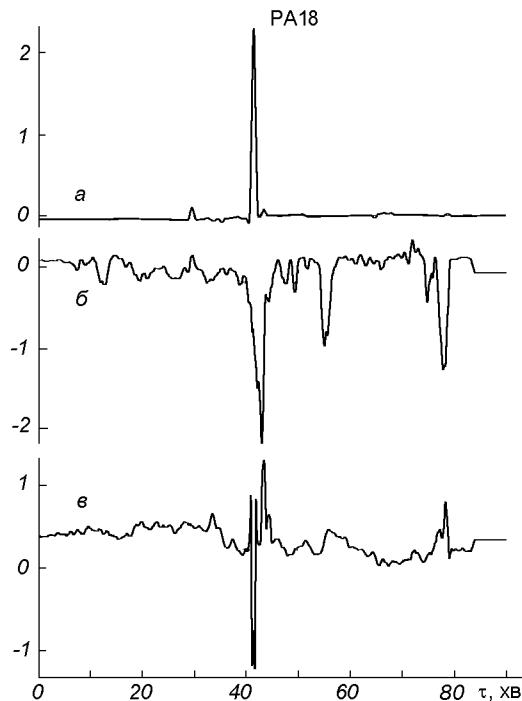
де $\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i$ — незміщена і слушна оцінка вибіркового середнього a , значення $t(P; n - 1)$ даються таблицею t -розподілу Ст'юндента для n степенів свободи, $S^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2$ — незміщена і слушна оцінка вибіркової дисперсії, та

$$Sz_h < \sigma < Sz_b, \quad (3)$$

де z_h та z_b — нижня і верхня границі відношення $\frac{\bar{X}}{S}$ (шукається з таблиць для довірчих границь середнього квадратичного відхилення).

Було розглянуто п'ять вибірок τ (хв):

- 5, 6, 6, 6;
- 17, 19, 20, 20, 20, 21, 21, 24, 24;
- 28, 28, 28, 30, 30, 30, 30, 31;
- 38, 39, 40, 40, 40, 42, 42, 42, 43, 44, 44, 45, 45;
- 54, 55, 57, 58, 59, 60, 62, 65, 66.



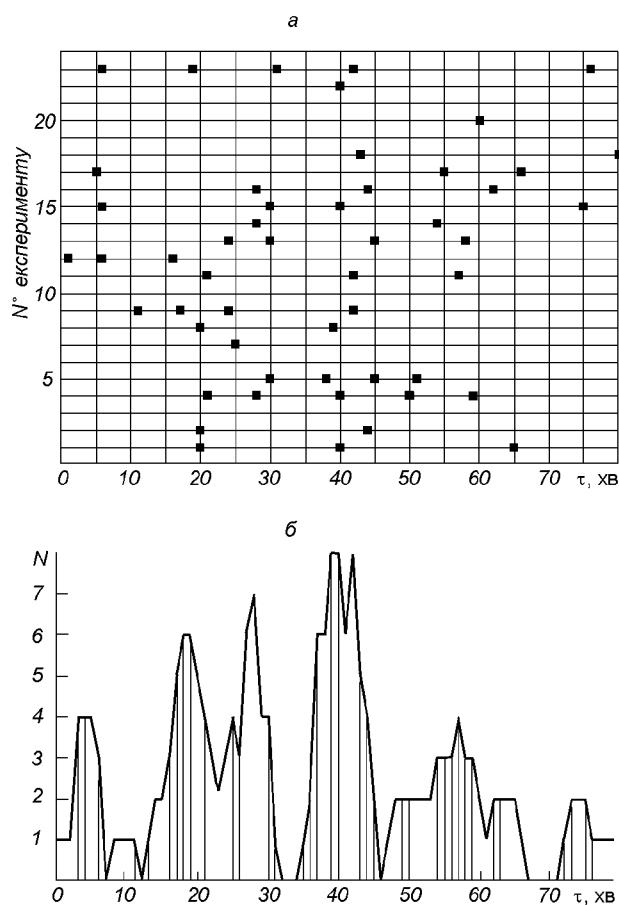


Рис. 8. Гістограма варіацій часу затримки виявленіх іоносферних збурень в експериментах радіозондування іоносфери методом на просвіт, спричинених наземним акустичним збудженням

Результати дослідження викладено в табл. 6.

Аналіз гістограм показує, що основні максимуми припадають на часові інтервали приблизно 6, 20, 30, 40 і 60 хв. Максимум збігів припадає на час

запізнення сигналу АЕВ приблизно 40 хв. Поміжні максимуми мають згасаючий характер.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕВ МЕТОДОМ СЛАБОНАХИЛЕНого ЗОНДУВАННЯ ІОНОСФЕРИ

Методика № 3 (схема експерименту представлена на рис. 9). Експериментальні дослідження ефекту АІЗ методом слабонахиленого зондування іоносфери (СНЗ) по односкачковій трасі Миколаїв (Львівська обл.) — Щацьк (Волинська обл.) проводилися в березні 1997 р. на іоносферно-діагностичному комплексі УРАН-3, (рис. 2, б). Для зондування іоносфери використовувались радіосигнали Миколаївської короткохвильової радіостанції, яка розташована на південні від приймального пункту на відстані 225 км. Вона забезпечувала випромінювання АМ радіосигналу в діапазоні 4—25 МГц. Частота модуляції 1 кГц, випромінювання не направлене по куту схилення. АВ розташований у Львові на північ від передавального пункту на відстані 25 км.

Експериментально реєструвалися амплітуда змінань радіосигналу по двох поляризаціях і допплерівський спектр при фіксованих кутах приходу. Частота сигналів СНЗ вибиралася після попереднього дослідження радіо-іоносферного каналу зв'язку Миколаїв—Щацьк. Умови проведення і параметри експериментів приведені в табл. 7.

Сеанс експерименту в основному передбачав три цикли включення АЗ тривалістю 1—2 хв кожний. Основна робоча частота 5.179 МГц; азимут 179°; кут місця 62°; очікувана висота відбивання від іоносфери — 200 км.

Результати спостережень. Особливістю експериментальних записів є збільшення амплітуди і зміна характеру амплітудних флюктуацій сигналів НЗ, що почала проявлятися через 12—13 хв після

Таблиця 6. Довірчі інтервали центра розподілу a та середньо-квадратичних відхилень σ

Номер вибірки	\bar{x}	s	$P, \%$	Довірчий інтервал для a	Довірчий інтервал для σ
1	5.75	0.5	95	4.831436—6.668564	0.283—1.865
			99	4.063848—7.436152	0.2415—3.235
2	20.66	2.236	95	18.84361—22.48972	1.5093—4.29312
			99	18.01431—23.31903	1.350544—5.45584
3	29.28572	1.25356	95	28.03342—30.53801	0.8073—2.7578
			99	27.3886—31.18283	0.71328—3.7356
4	41.71429	2.26779	95	40.35571—43.07286	1.64415—3.651137
			99	39.81983—43.60875	1.49674—4.3315
5	59.5555	4.15665	95	56.16666—62.94445	2.80574—7.98077
			99	54.62505—64.48606	2.510619—10.142238

Таблиця 7. Умови проведення і параметри експериментів по виявленню АІЗ методом нахиленого зондування іоносфери

Код	Робочі параметри			Час запису			Параметри акустичного сигналу		
	$F_{\text{роб}}$	Азимут	Кут місця	$t_{\text{пoch}}$	$t_{\text{зак}}$	Дата, 1997	$\tau, \text{ хв}$	$T, \text{ хв}$	n
I-01	5.179	180.5	14; 25; 32	11 ^h 00 ^m	12 ^h 00 ^m	20.03	1	10	6
I-02	5.179	180.5	14; 25; 32	17 ^h 00 ^m	18 ^h 00 ^m	20.03	1	10	6
I-03	25.48	180.5	14; 25	11 ^h 00 ^m	12 ^h 00 ^m	21.03	1	10	6
I-04	5.179	180.5	62	17 ^h 00 ^m	18 ^h 00 ^m	21.03	1	10	6
I-05	5.179	180.5	77	11 ^h 00 ^m	13 ^h 00 ^m	24.03			
I-06	5.179	180.5	62	16 ^h 00 ^m	18 ^h 00 ^m	24.03	1	20	3
I-07	14.28	180.5	14	10 ^h 30 ^m	12 ^h 00 ^m	25.03	1	20	3
I-08	5.179	180.5	62	16 ^h 30 ^m	18 ^h 00 ^m	25.03	1; 1.8	20	2
I-09	5.179	179.0	62	10 ^h 30 ^m	12 ^h 00 ^m	26.03	1.7; 1; 1.7	20	3
I-10	5.179	179.0	62	16 ^h 40 ^m	18 ^h 40 ^m	26.03	1.7; 1.1; 1.9	20	3
I-11	5.179	179.0	62	10 ^h 10 ^m	12 ^h 00 ^m	27.03	1.8; 1.1; 1.5	20	3
I-12	5.179	179.0	62	16 ^h 30 ^m	18 ^h 30 ^m	27.03	1.7; 1; 1.8	20	3
I-13	5.179	179.2	54	10 ^h 00 ^m	12 ^h 00 ^m	28.03	1.8; 1; 1.8	20	3
I-14	5.179	180.6	44	10 ^h 30 ^m	12 ^h 00 ^m	29.03	11.9; 1; 1.8	20	3
I-15	5.179	179.5	32	16 ^h 45 ^m	18 ^h 30 ^m	29.03	1.8; 1; 1	20	3

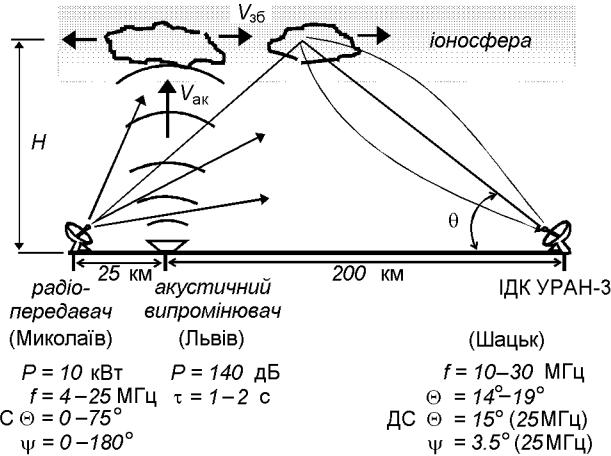
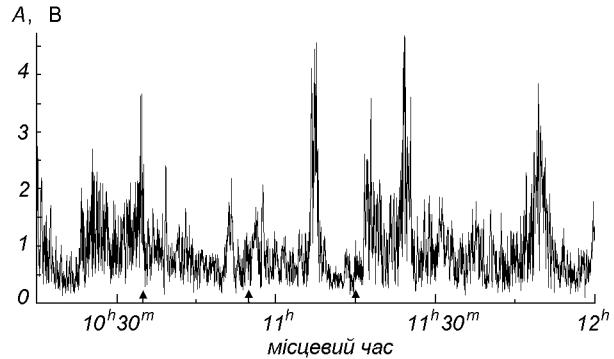


Рис. 9. Схема експерименту по нахиленому радіозондуванню іоносфери при акустичному збудженні

Рис. 10. Типова реалізація амплітуди завмирань $A(t)$ поляризації B при нахиленому радіозондуванні іоносфери під час акустичного збудження (експеримент № 1–11 згідно з табл. 7; час АЗ показано вертикальними стрілками; 27.03.97; $\Theta = 62^\circ$; $\Psi = 180.5^\circ$; $h \approx 200$ км)

початку АЗ. Флюктуації ставали більш глибокими, з певною періодичністю, частота якої збільшувалась. Типова реалізація амплітуди завмирань представлена на рис. 10. Кількісні статистичні оцінки флюктуацій отримані шляхом статистичної обробки експериментальних даних. При цьому весь сеанс розбивався на однохвилинні інтервали. Частота збору даних 4 Гц.

На рис. 11 приведені часові залежності середнього значення амплітуди A , періоду T флюктуацій, відношення A_{\min}/A_{\max} локальних максимумів сигналу і допплерівської частоти F_d (по осі абсцис — місцевий час LT). Отримані характеристики показують, що в результаті акустичного збудження іоносфери при експериментах методом СНЗ спостерігається через деякий час:

- збільшення середнього значення амплітуди;
- зменшення періоду флюктуацій амплітуди в 2–3 рази;
- короткочасне розщеплення допплерівського спектру сигналу.

В часовій залежності параметра A_{\min}/A_{\max} локальних максимумів сигналу та інших особливостей не виявлено.

На рис. 12, a представлена часові залежності амплітуди і графіки автокореляційних функцій амплітуди однохвилинних реалізацій відбитого іоносферного сигналу до і після моменту АЗ (вертикальні стрілки), з яких видно, що АКФ амплітуди досліджуваного сигналу до АЗ плавно спадає, а після АЗ має коливний характер. Це якісно відповідає результатам [10] експериментальних до-

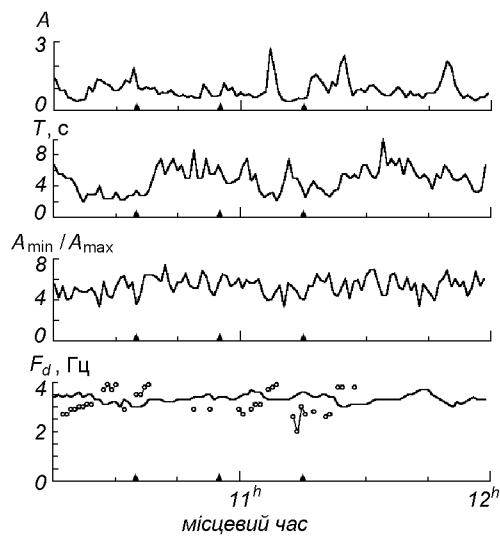


Рис. 11. Часові залежності інформаційних характеристик відбитих іоносферних сигналів, зареєстрованих методом СНЗ при наземному акустичному збудженні (експеримент № 1—11)

сліджень впливу на стан іоносфери потужного електромагнітного випромінювання дм-діапазону нагрівного стенду (рис. 12, б). Графіки ВКФ часової моделі АЗ (МАЗ) і середнього значення амплітуди завмирань A іоносферного сигналу (рис. 13, а) та ВКФ МАЗ і періоду флюктуацій T амплітуди сигналу (рис. 13, б) дозволяють визначити час затримки τ появі реакції іоносфери на АЗ. Вони підтверди-

жують періодичність появи реакції на АЗ в рамках одного експерименту. Порівняння значень часу затримок, визначених по ВКФ часової МАЗ із реалізаціями A і T , показує, що найімовірніші значення часів затримок реакції іоносфери складають: 3—4 хв; 11—14 хв; 23—24 хв; 32—33 хв; 37—40 хв; 50 хв; 57—59 хв; 72—76 хв.

Перша з одержаного ряду затримка 3—4 хв відповідає висотам приблизно 80 км. На цих висотах нижньої слабоіонізованої іоносфери у зв'язку з малою відстанню між радіостанцією і АВ можлива взаємодія безпосередньо радіохвиль короткохвильової передаючої станції із атмосферною акустичною хвилею на основі ефекту рефракції електромагнітної хвилі на акустичній просторовій решітці. Друга з одержаного ряду затримка $\tau = 11—14$ хв може мати кілька пояснень.

Модель створення і поширення АІЗ (рис. 9) поступлює вертикальне поширення ААХ до висоти $h \approx 200$ км і поширення створеного АІЗ в іоносферному каналі. При цьому для часу затримки $\tau = 13$ хв (друге значення з одержаного ряду затримок) ймовірна швидкість поширення АІЗ в іоносферному каналі може бути розрахована по схемі:

- час вертикального поширення ААХ на висоту 200 км $\tau_a \approx 8.5$ хв;
- час поширення АІЗ в іоносферному каналі $\Delta\tau = \tau - \tau_a \approx 13 - 8.5 = 4.5$ хв;
- швидкість поширення АІЗ в іоносфері $v_{\text{ш}} = S/\Delta\tau \approx 300$ м/с, де S — половина відстані між радіостанцією і РТ УРАН-3 (рис. 9).

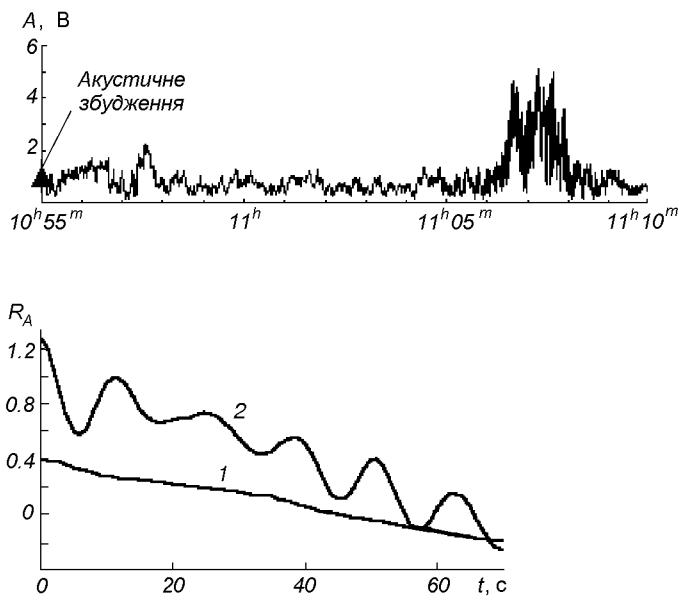


Рис. 12. Порівняння реакцій іоносфери на дії потужних електромагнітних (декаметрових) збурень нагрівним стендом (Солодовников, 1989) і акустичних збурень наземним керованим акустичним випромінювачем (експеримент № 1—11)

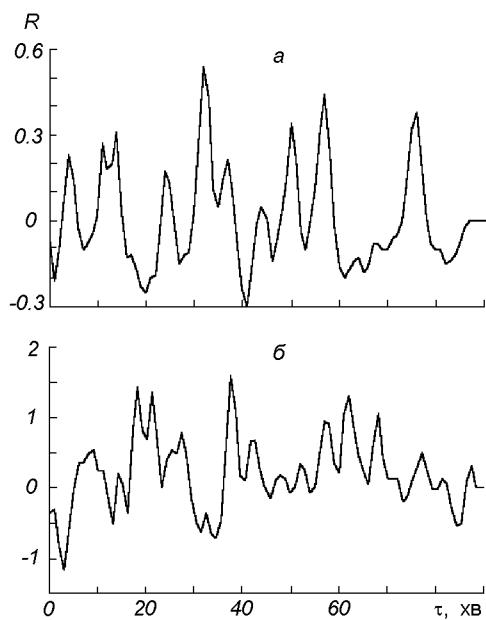


Рис. 13. ВКФ часової моделі акустичного збудження із часовими реалізаціями параметрів іоносферних сигналів при АЗ (а — для середнього значення амплітуди, б — для періоду флюктуацій)

З іншого боку, якщо низькочастотна ААХ ненаправлена, то вона може досягнути без значних втрат області дзеркального відбивання в іоносфері (рис. 9) через 11 хв, що теж наближено відповідає експериментально одержаному другому значенню затримки сигналу реакції іоносфери на наземне АЗ, яке лежить в межах $\tau = 11\text{--}14$ хв.

На даному етапі досліджень на базі лише поставлених експериментів важко однозначно визначити механізми утворення АІЗ і акусто-електромагнітної взаємодії при дії відносно слабкого наземного керованого акустичного випромінювача. Ця задача вимагає подальших детальних досліджень.

ВИСНОВКИ

Результати попередніх досліджень можливостей акустичного збурення іоносфери плазми керованим акустичним випромінюванням експериментально підтвердили:

— можливість збурення іоносфери низькоінтенсивною ААХ з енергією на поверхні Землі порядку $2 \cdot 10^6$ Дж за час 60 с;

— дієздатність конструкції експериментального акустичного випромінювача та можливість його застосування при створенні мобільного акустичного випромінювача для іоносферних досліджень;

— можливість використання високочутливих радіофізичних комплексів на базі радіотелескопа діаметрового діапазону УРАН-3, створених ФМІ НАНУ (м. Львів), і таких радіофізичних методів як просвічування іоносфери радіосигналами космічних радіоджерел і слабонахилене зондування сигналами короткохвильових радіостанцій, для виявлення з високою вірогідністю акусто-іоносферних збурень, спричинених відносно слабким наземним акустичним збудженням атмосфери;

— технічну можливість і доцільність створення в Західному регіоні України на базі радіофізичних комплексів РТ УРАН-3 і наземного керованого акустичного випромінювача регіонального комплексу дистанційного висотного акусто-електромагнітного зондування атмосфери до іоносферних висот в режимі цілодобового моніторингу, націленого на раннє виявлення високогенеретичних акусто-сейсмічних явищ в атмосфері та літосфері Землі шляхом виявлення та ідентифікації акусто-іоносферних збурень.

Автори висловлюють глибоку подяку співробітникам ФМІ НАНУ та ЛЦ ІКД НКАУ та НАНУ Альохіній Л. В., Досину Д. Г., Івантишину О. Л., Каліті Б. І., Каратаєвій Л. М., Левицькому О. Є., Лозинському А. Б., Маршалку Я. П., Романишину І. М., Романчеву Ю. В., Харченко Б. С. та іншим, які приймали активну участь в експериментах, в обробці та представленні результатів, а також д. ф.-м. н. Ямпольському Ю. М. (Радіоастрономічний інститут НАНУ) за плідну участь в обговоренні планів і результатів експериментальних досліджень.

1. Андрианов В. А., Кальцин В. А. Применение нелинейных эффектов при выборе акустической антенной системы для зондирования атмосферы // Радиотехника и электроника. — 1981. — 26, № 10. — С. 2209—2211.
2. Гармаш К. П. и др. Исследование реакции ионосферной плазмы на воздействие подземных, наземных воздушных взрывов и землетрясений // Физика космической плазмы. (6—10 июня 1993 г., Киев). — Киев, 1993. — С. 151—160.
3. Изв. АН СССР. Физ. Земли. — 1985. — № 11. — 112 с.
4. Карлов В. Д., Козлов С. И., Ткачев Г. Н. Крупномасштабные возмущения в ионосфере, возникающие при полете ракеты с работающим двигателем // Космич. исследования. — 1980. — Вып. 18. — С. 266—277.
5. Качурин Л. Г. Физические основы воздействия на атмосферные процессы. — Л.: Гидрометеоиздат, 1990. — 464 с.
6. Липеровский В. А., Похотов О. А., Шалимов С. Л. Ионосферные предвестники землетрясений. — М.: Наука, 1992. — 304 с.
7. Нагорский П. М., Тарашук Ю. Е. Ионосферные возмущения, вызываемые мощными взрывами // Изв. вузов. Физика. — 1992. — № 9. — С. 110—119.
8. Пахомова О. В., Черногор Л. Ф. Каждущиеся скорости распространения возмущения в околоземном космосе // Космич. наука и техн. — 1990. — Вып. 5. — С. 71—74.

-
9. Румшинский Л. З. Элементы теории вероятностей. — М.: Наука, 1976.—240 с.
 10. Солодовников Т. К., Новожилов В. И., Фаткулин М. Н. Распространение радиоволн в многомасштабной неоднородной ионосфере. — М.: Наука, 1989.—200 с.
 11. Таращук Ю. Е. и др. Нестационарные процессы в ионосфере Земли и их влияние на распространение коротких радиоволн. — Томск: Изд.-во ТГУ, 1986.—164 с.
 12. Черногор Л. Ф. Глобальные эффекты при локальном энерговыделении в геосфере // Нетрадиционные научные идеи о природе и ее явлениях: Сб. докл. Всес. конф. ФЕНИД-90. — Гомель, 1990.—Т. 2.—С. 221—229.
 13. Hardreaves J. K. The solar-terrestrial environment. — Cambridge: Univ. press, 1992.—420 p.
 14. Megn A. V., Braude S. Ya., Rashkovsky S. L., et al. VLBI network URAN and interferometric studies in the decameter waveband // J. of Phisics.—1994.—P. 813—818.
 15. Uyeda K., Maeda H., Kimpara A. et al. Geophysical effects associated with hight-altitude nuclear explosion // J. Geomagn. Geol.—1959.—N 1.—P.39—45.
-

ACOUSTIC DISTURBANCE OF IONOSPHERIC PLASMA BY A GROUND-BASED RADIATOR

V. V. Koshovyi and S. O. Soroka

We present the first results of experimental testing of the possibilities of acoustic disturbance of the ionosphere by a controllable ground-based low-power radiator. Detection of ionospheric perturbations of this kind by radiophysical complexes based on the decameter radiotelescope URAN-3 is discussed.

УДК 533.951+523.6

Методика визначення положення областей магнітосфери за даними вимірювань космічних апаратів: експериментальні критерії та емпіричне моделювання

О. П. Верхоглядова, В. М. Івченко

Київський університет імені Тараса Шевченка

Надійшла до редакції 26.12.97

Систематизовано методи обробки та попереднього аналізу супутниковых вимірювань в магнітосфері Землі. Приділяється увага аналізу даних з точки зору їх фізичного змісту та врахування характеристик областей магнітосфери, де проводилися ці вимірювання, тобто проблемам локалізації, прогнозування та моделювання. Запропоновано систематизований огляд найважливіших експериментальних критеріїв, емпіричних моделей та домовленостей про характерні риси головних областей магнітосфери і наведено схему етапів аналізу даних супутниковых наукових експериментів. Робота виконана в процесі обробки даних міжнародного космічного проекту «Інтербол-1» (хвостовий) і містить приклади аналізу оригінальних даних.

ВСТУП

Обробка даних магнітосферних вимірювань має свою кінцевою метою одержання фізичних параметрів, які характеризують вибрану область магнітосфери. Існуючі моделі магнітосфери досить добре описують внутрішні її частини, а також глобальну структуру в період невеликих збурень. Однак магнітосфера є динамічним утворенням, де проходять складні процеси, які неможливо описати глобальними моделями. Для побудови фізичної картини того чи іншого явища недостатньо аналізу безпосередніх вимірювань, необхідно використати всі супутні дані (орбітальні, дані про сонячну та геоактивність, параметри сонячного вітру та міжпланетного магнітного поля, значення параметрів магнітного поля на поверхні Землі, іоносферні дані і т. д.) та порівнювати їх з модельними значеннями. Різні частини магнітосфери характеризуються суттєво різними процесами та значеннями фізичних параметрів, тому важливе значення має ідентифікація положення КА в магнітосфері. Знання

орбітальних параметрів для цього недостатньо, необхідно використати модельні значення та коригувати положення КА за даними вимірювань, знаючи поведінку вимірюваних параметрів для певної області магнітосфери.

Автори розглядають проміжну ланку між власне обробкою телеметричної інформації та використанням експериментальних даних у побудові теоретичних моделей. Цьому етапу обробки та аналізу даних присвячено багато робіт, проте в них відсутній системний підхід та бракує окреслення етапності робіт. Ми зупинимось на фізичному змісті даних та врахуванні областей магнітосфери, де проводилися ці вимірювання. Такий підхід реалізується шляхом поєднання експериментальних критеріїв та емпіричних моделей.

ЗАДАЧА ЛОКАЛІЗАЦІЇ

У процесі обробки даних супутниковых експериментів виникають проблеми визначення положення

КА відносно різних областей магнітосфери, прогнозування проходження КА через конкретну область та моделювання розподілу фізичних величин і їх динаміки у зв'язку зі змінами в сонячному вітрі. Розв'язуючи ці проблеми, ми зможемо, по-перше, оцінювати результати вимірювань, орієнтуючись на фонові або типові значення фізичних величин для досліджуваних областей магнітосфери, по-друге, виділити в експериментальних даних типові просторові розподіли та процеси, що характерні для цих областей. Зворотний зв'язок реалізується шляхом покращення існуючих моделей на основі експериментальних результатів.

При аналізі отриманих експериментальних даних та пошуку певних плазмових процесів необхідно спочатку з'ясувати, в яких областях магнітосфери знаходиться апарат, або які ділянки траекторії супутника припадають на потрібну область. Координати КА відносно Землі задані на всьому досліджуваному інтервалі. Задача першого типу постає перед нами, наприклад, тоді, коли ми досліжуємо зв'язок між процесами, що зареєстровані у певний проміжок часу за наземними даними (геомагнітна буря), на Сонці (корональний транзієнт, спалах) або за даними інших супутників, зокрема у сонячному вітрі (проходження магнітного збурення), і даними вимірювань КА. Звичайно, фізичні процеси збурення та відновлення в різних областях магнітосфери проходитимуть по-різному.

З проблемою другого типу стикаються, зокрема, у випадку дослідження властивостей певної області магнітосфери (авроральна область, пограничні шари поблизу магнітопаузи тощо) при її перетинах космічним апаратом. При цьому буває бажано дослідити як просторовий розподіл певних фізичних параметрів, так і його еволюцію з часом.

Таким чином, можна сформулювати задачу локалізації як визначення положення космічного апарату відносно певних областей магнітосфери з метою виділення відомих процесів та характерної поведінки фізичних величин, і порівняння з типовими значеннями параметрів магнітосферної плазми у цих областях. Наведемо певні ознаки, що дають змогу за даними експерименту визначити локалізацію КА в певній області хвоста магнітосфери.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ КРИТЕРІЇ

Протягом 1960-х років на основі результатів космічних експериментів була побудована модель хвоста магнітосфери Землі: дві долі, обмежені магнітопаузою та розділені плазмовим шаром. Було

з'ясовано, що плазмовий шар характеризується суттєвою депресією сумарного магнітного поля та домінуючою складовою B_z з переважно північним напрямком на відстанях $-70R_E \leq X \leq -20R_E$ [6]. Надалі ми користуємося системою координат GSM (гео-сонячно-магнітною) у якій вісь X направлена до Сонця, вісь Z вибрана таким чином, що вісь геомагнітного диполя лежить у площині XZ . Відхилення осі геомагнітного диполя від осі Z здається кутом Ψ , який зазнає періодичних добових та сезонних змін. Згідно з результатами КА ISEE-3 для визначення того, в якій області хвоста на відстанях $-220R_E \leq X \leq -80R_E$ проводяться вимірювання, достатньо лише даних по магнітному полю [15, 35]. Нешодавно за допомогою КА GEOTAIL досліджена структура хвоста магнітосфери на відстанях до $X \geq -50R_E$ [38]. За даними експериментів долі хвоста характеризуються відносно високим значенням магнітного поля у порівнянні з плазмовим шаром і відповідною орієнтацією. Якщо ввести широтний кут $\theta = \arcsin(B_z/|B|)$ (між віссю X та складовою вектора магнітного поля у площині XY) та азимутальний кут $\psi = \operatorname{arctg}(B_y/B_x)$ (між віссю X та складовою вектора магнітного поля у площині XZ), то значення $\psi = 0$ відповідає північній ($B_x > 0$), а $\psi = \pi$ — південній ($B_x < 0$) долям хвоста відповідно. При переході від долей до області плазмового шару депресія величини магнітного поля може становити 50—70 %. При перетині нейтрального шару вектор магнітного поля поступово обертається (B_x змінює знак). У плазмовому шарі можуть спостерігатися істотні значення B_y , які пов'язані зі згинами (bending) та скручуванням (twisting) струмового шару [26, 32]. Північна орієнтація магнітного поля ($B_z > 0$, $\theta > 0$) в середньому характерна для відстаней $-80R_E \leq X \leq -40R_E$ у плазмовому шарі та інколи навіть для $-150R_E \leq X \leq -10R_E$ і узгоджується з орієнтацією поля поблизу $X = -10R_E$, що спричиняється західним кільцевим струмом [3].

На рис. 1, а наведено приклад даних вимірювань магнітного поля на борту хвостового зонда КА «Інтербол». Показано модуль магнітного поля (суцільна лінія), B_x та B_z (штрихами та точками). Видно перехід від північної долі хвоста до плазмового шару та перетин нейтрального шару (показано стрілкою). КА на цій ділянці траекторії знаходився у вранішньому секторі магнітосфери ($-17R_E \leq X \leq -5R_E$, $Y < 0$) і рухався до Землі. На рис. 1, б показано поведінку модуля магнітного поля (суцільна лінія) та B_x компоненти (штрихова лінія) при виході КА з магнітосфери у сонячний вітер.

Магнітосфера — динамічне утворення, і її реальна конфігурація за певних умов може відрізнятись

від класичної моделі. Наявність високошвидкісних потоків у сонячному вітрі приводить до зміни напрямку потоків плазми у хвості та відхилення осі хвоста від очікуваного положення [16]. Вертикальні рухи хвоста (flapping) у періоди магнітосферної активності приводять до значних величин B_z у плазмовому шарі. Орієнтація поля в долях хвоста може змінюватись в межах $-25^\circ < \psi < 20^\circ$, $-5^\circ < \theta < 10^\circ$ відносно положення площини XY у системі GSM, причому відхилення максимальні на відстанях $-50R_E \leq X \leq -10R_E$. Згідно з гіпотезою утворення нейтральної точки і через'єднання в далекому хвості магнітосфери під час суббурі, утворення плазмоїдів повинно приводити до локальної зміни знаку B_z та посилення B_y . Проходження плазмоїдів поблизу КА також супроводжується анізотропними потоками енергійних іонів та електронів, та цілим комплексом явищ [4] за даними IMP-8 та «Geotail».

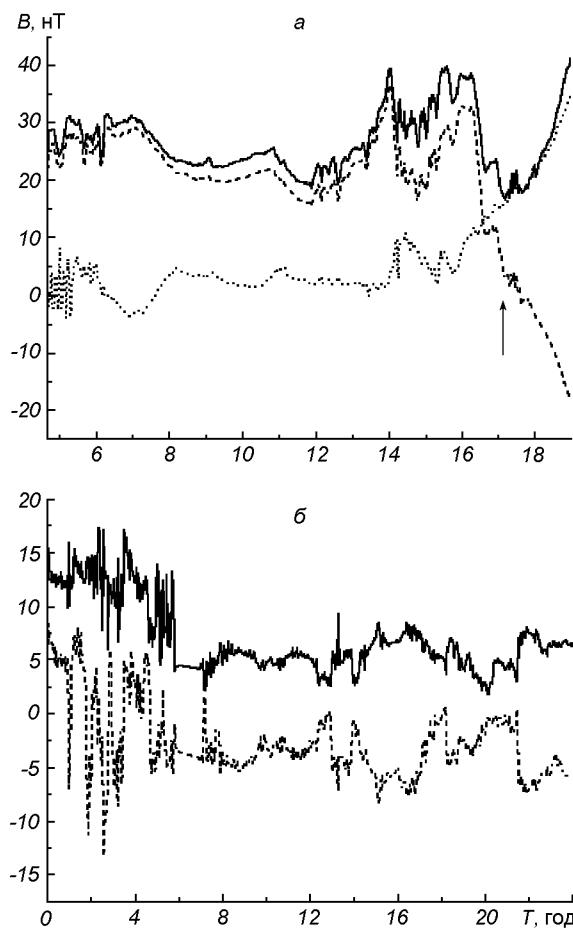


Рис. 1. Дані вимірювань магнітного поля на борту хвостового зонду Інтербол: а — від 17 жовтня 1995 р.; б — від 15 серпня 1995 р.

Експериментальні критерії у застосуванні до плазмових даних наведені у роботах [5, 7, 9, 11, 40]. Перетин магнітопаузи супроводжується збільшенням абсолютноного значення магнітного поля та зменшенням потокової швидкості плазми. Відомо, що у зовнішній магнітосфері концентрація плазми поступово зменшується при русі КА через магнітошар, низькоширотний пограничний шар, мантію, плазмовий шар та долі хвоста. Магнітошар та плазмовий шар характеризуються відносно величими швидкостями плазми у напрямку в хвіст магнітосфери. При переході від магнітошару до плазмового шару збільшується середня енергія електронів та протонів. Долі хвоста заповнені розрідженою холодною плазмою. Значення фізичних параметрів змінюються в широких межах в залежності від рівня збуруності магнітосфери. Пограничні шари (низькоширотний пограничний шар (LBL), плазмова мантія та пограничний шар між плазмовим шаром та долями (PSBL)) визначають тоншими методами на основі вимірювань потоків іонів та електронів [7, 11, 40] та низькочастотних флюктуацій магнітного поля [12]. Для плазмового шару характерні потоки високоенергетичних іонів переважно в напрямку хвоста. Ці потоки також проникають назовні і утворюють пограничний шар плазмового шару. У долях хвоста потоки іонів на порядок чи два менші за величиною та мають орієнтацію впоперек силових ліній. У магнітошарі потоки в напрямку від Сонця мають широкий кутовий розподіл і сильно змінюються з часом. Низькоширотний пограничний шар має середню концентрацію іонів близько 0.1 см^{-3} , долі хвоста — 0.01 см^{-3} , а плазмовий шар — понад 1 см^{-3} .

У роботах [7, 11] розроблені експериментальні критерії ідентифікації плазмових режимів на основі даних КА «Geotail» з часовим розділенням близько 1 хв. Автори зауважують, що термін «режим» є більш адекватним для процедури ідентифікації, оскільки КА протягом тривалого часу може зареєструвати прояви майже всіх плазмових режимів в одній і тій самій просторовій області хвоста магнітосфери. Вони виділяють п'ять основних режимів: плазмовий шар, долі хвоста, пограничні шари (BL), магнетошар та сонячний вітер. Характерні риси цих плазмових режимів наведено у табл. 1.

Таким чином, використовуючи експериментальні критерії, розроблені за результатами ISEE-3 та попередніми результатами «Geotail», і аналізуючи дані про магнітне поле, плазму та плазмові хвилі, можна визначити положення КА відносно основних областей хвоста. Слід зауважити, що при інтерпретації даних необхідно враховувати динаміку

Таблиця 1. Характеристика головних плазмових режимів за роботами [7, 11]

Режим	Властивості іонів	Магнітне поле	Властивості електронів
Сонячний вітер	1—8 кeВ, наявність альфа-частинок, потоки іонів напрямлені в хвіст	Сильні зміни в φ та θ	Середня енергія низька, нижче для магнетошару
Магнетошар	0.2—4 кeВ потоки в хвіст	Поле змінне за φ та θ , θ може значно відрізнятись від 0	Інтенсивний стаціонарний потік < 200 eВ
Пограничний шар (BL)	30 eВ—2 кeВ, потоки переважно в хвіст	В мантії поле мало зміннюється за напрямком θ , а в LLBL поле характеризується переважно малим θ і зазнає більших змін	Змінний потік меншої інтенсивності < 200 eВ
Плазмовий шар	100 eВ—10 кeВ, потоки в різних напрямках, але переважно в напрямку до Сонця з великим розбігом значень по енергії	Поле переважно зазнає сильних змін за величиною та напрямком, θ звичайно велике	Енергії 50 eВ—2 кeВ, наявність фотоелектронів
Долі хвоста	Дуже низькі значення потоку, випадкові риси розподілу	Дуже спокійне поле високої амплітуди, $\theta \approx 0$	Чітка реєстрація фотоелектронів

магнітосфери, внаслідок чого може спостерігатися багаторазове входження КА в певні області магнітосфери при монотонній зміні координат.

ПРОГНОЗУВАННЯ НА ОСНОВІ ЕМПІРИЧНИХ МОДЕЛЕЙ

З метою прогнозування знаходження космічного апарату в окремих областях магнітосфери моделюють положення ударної хвилі, магнітопаузи, нейтрального шару, аврорального овалу та полярного каспу та ін. при типових значеннях вхідних параметрів. До таких параметрів належать: динамічний тиск сонячного вітру, компоненти його магнітного поля, індекси активності (D_{st} , K_p , A_F) та положення осі геомагнітного диполя відносно нерухомої системи координат. Внутрішні параметри цих моделей визначаються емпіричним шляхом на основі статистичної обробки даних вимірювань КА. Розглянемо деякі найбільш вживані моделі.

Модель [31] широко використовується при визначенні положення магнітопаузи. Вважається, що динамічний тиск сонячного вітру та компонента B_z міжпланетного магнітного поля (ММП) є визначальними факторами для відстані протисонячної точки магнітопаузи від Землі та форми магнітопаузи. Причому збільшення динамічного тиску приводить до наближення магнітопаузи до Землі та зменшення її об'єму, а наявність південної складової ММП ($B_z < 0$) приводить до розширення області в хвості магнітосфери, яка охоплюється магнітопаузою. Згідно з роботою [31] магнітопауза являє собою частину еліпсоїда обертання, рівняння якого має вигляд

$$AX^2 + BX + C Y^2 + Z^2 = 0, \quad (1)$$

де $A = 0.14$, $B = 18.2$, $C = -217.2$, а координати

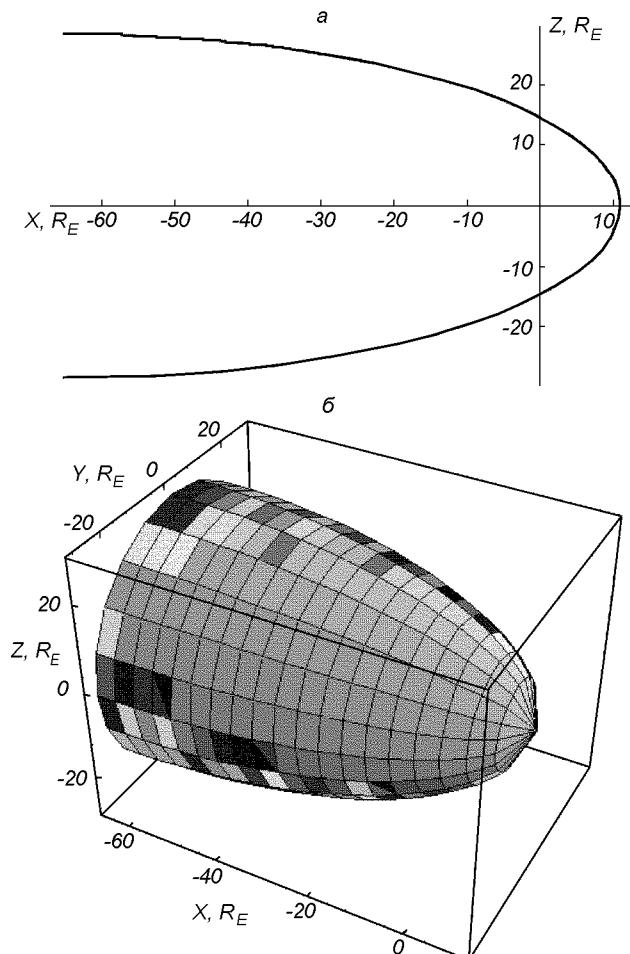


Рис. 2. Модельна магнітопауза, побудована з використанням формул (1): a — перетин площею XZ ; b — тривимірне зображення

Таблиця 2. Коефіцієнти моделі магнітопаузи та ударної хвилі за роботою [14]

Модель	A	B	C	D	E	X _s	Y ₁	Y ₂
Ударна хвиля	0.0296	-0.0381	-1.280	45.644	-652.10	14.5	-24.9	26.2
Магнітопауза	-0.0942	0.3818	0.498	17.992	-240.12	10.9	-15.7	15.3

наведено у системі GSM в радіусах Землі (рис. 2). Ця модель працює при середньому значенні динамічного тиску сонячного вітру $1.47 \leq P_{sw} \leq 2.60$ нПа і часто використовується для прогнозування.

Більш досконалена модель [30] враховує параметричну залежність від динамічного тиску сонячного вітру та B_z -складової ММП. Вона застосовується при тонкому аналізі даних при наявності параметрів сонячного вітру за досліджуваний проміжок часу. Тому вона не може бути застосована для прогнозу. Альтернативна модель створена на основі даних ISEE-1, ISEE-2 та IMP-8 і виходить із співвідношення балансу тисків на магнітопаузі [28]. Зараз проводяться дослідження з удосконалення цієї моделі.

Положення ударної хвилі перед магнітопаузою часто визначають за роботою [14]. Автор пропонує описувати магнітопаузу у вигляді ділянки поверхні еліпсоїда, а ударну хвиллю — у вигляді гіперболоїда. Обидві граничні поверхні перетинають площину XY по кривих, які задовільняють рівняння

$$Y^2 + AXY + BX^2 + CY + DX + E = 0, \quad (2)$$

де X, Y, Z задаються в системі GSE в радіусах Землі, а коефіцієнти визначаються на основі експериментальних даних про перетини цих поверхонь, отриманих з шести КА серії IMP.

У табл. 2 наведено середні значення положення Y₁ і Y₂ вранішнього та вечірнього флангів і координату X_s протисонячної точки в екваторіальній площині [14].

Згідно із сучасною моделлю [18], розробленої на основі даних ISEE-1, величина X_s складає (13.7 ± 0.2)R_E і (10.3 ± 0.3)R_E для ударної хвилі та магнітопаузи відповідно. Пропонується моделювати ці поверхні у вигляді ділянок еліпсоїдів обертання, рівняння яких у GSE має вигляд

$$R = -\varepsilon X + \kappa.$$

Коефіцієнти наведено в табл. 3. Моделі магнітопаузи у роботах [14] та [18] можна розглядати як альтернативні.

Положення нейтрального шару часто визначають в термінах «відстані відхилення» (hinging distance) (ΔZ — геоцентричної відстані у площині геомагнітного екватора (її нахил до площини екліптики

Таблиця 3. Коефіцієнти до моделі магнітопаузи та ударної хвилі за роботою [18]

Модель	ε	κ
Ударна хвиля	0.81	24.8
Магнітопауза	0.43	14.7

становить Ψ) до області, де нейтральний шар відхиляється від геомагнітного екватора (дипольне поле) і орієнтується за напрямком сонячного вітру. У роботі [17] на основі вимірювань КА AMPTE/CCE на геоцентричних відстанях $5R_E < R < 8.8R_E$ виведено емпіричну формулу, яку зручно використовувати для довгострокових прогнозів:

$$\Delta Z = C \sin^2[A(R - R_0)] \sin \Psi, \quad (3)$$

де

$$A = 5R_E^{-1}, \quad C = 7, \quad R_0 = 4R_E;$$

Ψ — у градусах.

Більш адекватний результат на певній ділянці траекторії КА за місцевим магнітним часом φ можна отримати з врахуванням не тільки Ψ , але й рівня магнітосферної збуреності (за K_p) [25]:

$$MLAT = -(0.14K_p + 0.69)[\cos \varphi]^{1/3} \times \\ \times (0.065R^{0.8} - 0.16)\Psi, \quad (4)$$

де $MLAT$ — нахил нейтрального шару до площини геомагнітного екватора. Кути подано у градусах. Результати розрахунків за формулами (3), (4) та по емпіричній моделі Циганенка від 1989 р. (див. нижче) добре узгоджуються для (4) при проведенні оцінок поблизу Землі для невеликих рівнів геомагнітної активності [27].

Для оцінок незбуреного положення нейтрального шару також використовується модель Гослінга [21, 25]:

$$Z = \begin{cases} [16\sqrt{1 - (Y/Y_0)^2} - 7]\sin \Psi, & |Y| \leq Y_0, \\ -7\sin \Psi, & |Y| > Y_0, \end{cases} \quad (5)$$

$$Y_0 = 13.5R_E.$$

Ця формула враховує так званий ефект викривлення «warping» [34], тобто той факт, що нейтральний шар не є плоскою поверхнею (див. рис. 3).

У нових версіях моделі Циганенка використо-

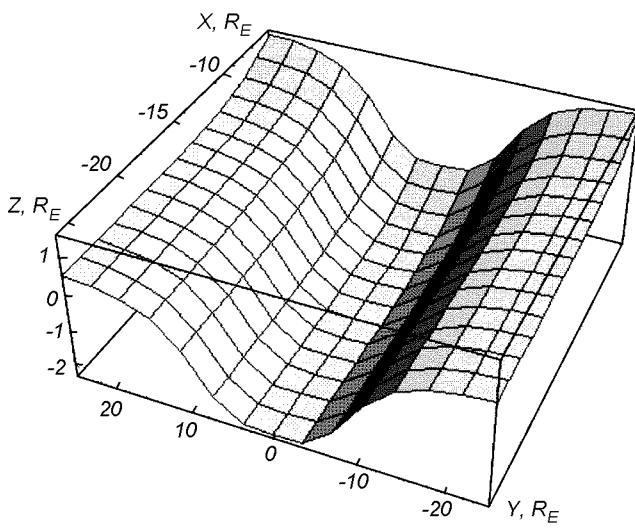


Рис. 3. Модельний нейтральний шар, побудований з використанням формули (6)

вутється така формула для визначення модельного положення нейтрального шару:

$$\Delta Z = 0.5 \operatorname{tg} \Psi \left\{ [(x - R_H \cos \Psi)^2 + (\delta \cos \Psi)^2 - \sqrt{(x + R_H \cos \Psi)^2 + (\delta \cos \Psi)^2}]^{1/2} \right\} - G \sin \Psi \frac{y^4}{y^4 + L_y^4},$$

$$R_H = 8, \quad \delta = 4, \quad G = 10, \quad L_y = 10, \quad (6)$$

де координати наведено у системі координат GSM у R_E . На відміну від вищезазначених, ця модель враховує залежність від координат X та Y .

Моделі (5) та (6) звичайно використовуються для аналізу тонких ефектів, пов'язаних зі збуреннями нейтрального шару. Слід зазначити, що формула (5) застосовується в області близької до Землі частини хвоста, а формула (6) — в областях середнього та віддаленого хвоста. У табл. 4 та на рис. 4 наведено приклад порівняння експериментальних даних та результатів моделювання. Деяке відхилення експериментального положення може бути пов'язане з власними рухами нейтрального шару і потребує більш детального аналізу. При аналізі даних слід пам'ятати, що наведені вище емпіричні моделі є результатами статистичної обробки великих масивів експериментальних даних.

Для прогнозування проходження зондів проекту «Інтербол» спеціалістами Інституту космічних досліджень РАН рекомендовано такі домовленості про стаціонарну структуру магнітосфери:

- Внутрішня магнітосфера охоплює область під

Таблиця 4. Порівняння модельних положень нейтрального шару з експериментальними значеннями для двох перетинів 3 листопада 1996 року. Дано моменти перетинів T , координати КА та відстань від Землі R , кутові відхилення нейтрального шару α_G , α_T , α_e у градусах за моделями (5), (6), та за експериментом відповідно

T , UT	X	Y	Z	R	α_G	α_T	α_e
$10^{h}29^{m}$	-22.3	-9.1	2.5	24.2	4.7	1.8	5.9
$15^{h}59^{m}$	-19.2	-9.2	-1.2	21.3	1.9	-0.9	-3.2

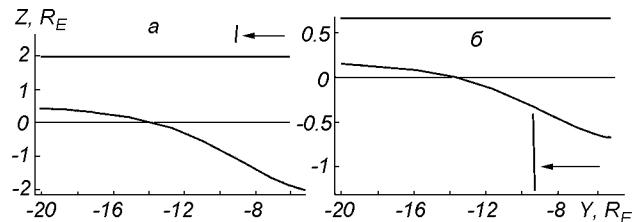


Рис. 4. Модельний нейтральний шар, побудований з використанням формул (5) (горизонтальний відрізок), (6) (крива) та ділянки траекторії КА «Інтербол-1» (показано стрілкою), на яких спостерігалися перетини нейтрального шару; дані наведені для 3 листопада 1996 року для перетинів: a — $10^{h}29^{m}$ UT; b — $15^{h}59^{m}$ UT

магнітопаузою на геоцентрічних відстанях менше $10R_E$;

- Границі шари (низькоширотний граничний шар та мантія) розташовані на відстані менше $1R_E$ під магнітопаузою;
- Плазмовий шар в поперечному перерізі має розмір $6R_E$ в центральній частині і $14R_E$ поблизу хвостової частини магнітопаузи;
- Нейтральний шар товщиною $1R_E$ займає центральну частину плазмового шару;
- Радіаційні пояси обмежені двома геомагнітними оболонками з параметрами Мак Івайна $L = 1.2R_E$ та $L = 4.5R_E$, відповідно;
- Область авроральних силових ліній утворена поверхнями між полярною та екваторіальною границями аврорального овалу і обмежена геоцентричною відстанню $10R_E$.

Згідно з сучасними уявленнями [19, 20] області низькоширотної магнітосфери пов'язані з відповідними областями в авроральній магнітосфері та іоносфері. Цей зв'язок фізично обумовлений рухом частинок та поширенням хвильових збурень переважно вздовж магнітних силових ліній. Таким чином, магнітопауза проектується вздовж силових ліній в область каспу, низькоширотний пограничний шар з денної частини магнітосфери — в північну границю аврорального овала, область максимуму поперечного струму у центральному плазмовому шарі — в південну границю аврорального

овала, пограничний плазмовий шар та мантія — в області дифузних полярних сяйв, північна доля хвоста — в область полярної шапки. В періоди високої магнітосферної активності з'являється область дифузного полярного сяйва на південь від аврорального овала, в яку проектується окіл кільцевого струму. Властивості плазми у пов'язаних областях подібні. Так, характеристики розрідженої плазми над полярною шапкою подібні до плазми долей хвоста, а в області каспу — до плазми магнітного шару зовні магнітопаузи. Звичайно, при врахуванні переносу плазми поперек поля виникає неоднозначність такого проектування.

Для прогнозування розташування каспу моделюється положення магнітопаузи на денній стороні магнітосфери та в хвості, і її проекції вздовж силових ліній на високоширотну область [33]. Іоносферна проекція положення каспу знаходиться в межах від 79° магнітної широти у спокійні періоди до 74° у збурені періоди і змінюється в залежності від часу внаслідок варіації кута нахилу геомагнітного диполя до осі Z системи координат GSM (або кута Ψ). Положення аврорального овала також можна визначити проектуванням вздовж силових ліній [13, 41]. При цьому використовуються емпіричні моделі магнітосферного магнітного поля (див. нижче).

Визначення областей магнітосфери на основі зазначених моделей є орієнтовним і може використовуватися для типових значень вхідних параметрів. Сильні збурення та тонка структура цих областей не відображені у моделях. Тому доцільно поєднувати прогнозування із застосуванням експериментальних критеріїв, які встановлюють типові діапазони параметрів, характерних для певних областей магнітосфери.

Більш гнучка та складна методика полягає у відновленні магнітосферного магнітного поля на певний момент часу в залежності від стану магнітосферної активності та параметрів ММП шляхом моделювання.

ЗАДАЧА МОДЕЛЮВАННЯ

Відтворення динамічної структури магнітного поля, розподілу плазми в магнітосфері Землі проводять на основі МГД-моделювання. Для попереднього аналізу експериментальних даних по магнітному полю зручніше користуватись емпіричними моделями, які створені шляхом статистичної обробки бази даних багатьох КА. Ми зупинимось на сучасній уdosконалений версії моделі Циганенка від 1996 р.

Емпіричне моделювання структури магнітосферного магнітного поля традиційно полягає у представленні магнітосфери у вигляді системи провідників зі струмами, яка адекватно відтворює реальні великомасштабні струмові системи [23, 34]. Останні складаються з п'яти компонентів (докладніше див. [3, 22]):

- струми, що складають внутрішнє або «головне» поле Землі;
- струми Чепмена-Ферраро на магнітопаузі;
- кільцевий струм, утворений захопленими частинками;
- струми у хвості магнітосфери, що забезпечують поля долей;
- струми Біркеланда, пов'язані з полярними сяйвами.

Модель Циганенка 1996 р. [36, 37] (надалі T96) є уdosконаленою версією попередніх моделей 1989 р. і розроблена з використанням даних близько 80000 вимірювань супутників серій IMP, HEOS та ISEE протягом 1966—1986 рр. на геліоцентричних відстанях $4R_E$ — $70R_E$.

Відомо, що основний внесок в енергетику процесів у навколоzemному космічному просторі вносить сонячна активність. Важливим фактором такого впливу є сонячний вітер. Його фізичні параметри (тиск, швидкість потоку плазми, вморожене магнітне поле) та їх зміни визначають форму та процеси в магнітосфері Землі. Тому вхідними параметрами моделі T96 є динамічний тиск сонячного вітру P_{dyn} , АЕ та D_{st} індекси геомагнітної активності, поперечні компоненти B_y та B_z ММП, кут нахилу геомагнітного диполя Ψ . На виході моделі отримується вектор магнітосферного магнітного поля відносно выбраної системи координат у вибраній точці простору в певний момент часу. Таким чином, можна побудувати миттєву мапу силових ліній магнітного поля при заданих умовах в сонячному вітрі (рис. 5).

Форма та положення магнітопаузи визначається P_{dyn} , як і в роботі [31], причому еліпсоїдальна частина магнітопаузи на відстанях $X \leq -60R_E$ гладко переходить у циліндричну поверхню. У новій моделі завдяки залежності від D_{st} більш адекватно представлено кільцевий струм. Врахування компонентів ММП дозволяє моделювати утворення петель силових ліній у магнітосфері Землі. Модельні струми Біркеланда залежать від параметрів ММП (область I) та АЕ-індекса (область II), що дозволяє краще відтворити прояви магнітосферних суббур. Важливим параметром, який визначає орієнтацію модельної магнітосфери, є кут Ψ , що змінюється з часом. Внутрішнє поле Землі обчислюється на основі моделі IGRF для відпо-

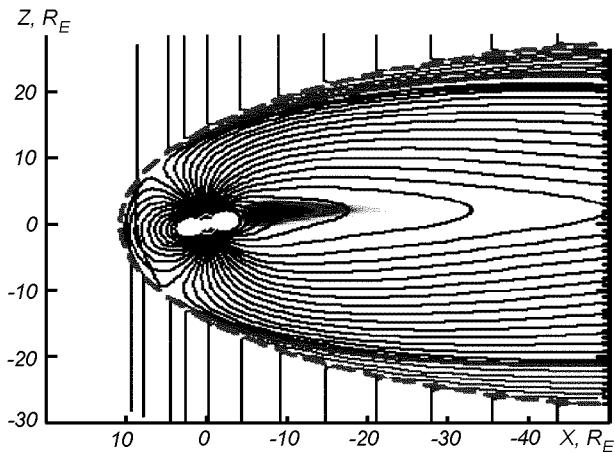


Рис. 5. Приклад миттєвої мапи магнітного поля моделі T96 у площині XZ при типових значеннях вхідних параметрів [37]



Рис. 6. Схема пакету GEOPACK (з опису програмного забезпечення)

відного року.

Модель T96 реалізована у вигляді пакету процедур на мові FORTRAN77 і може бути одержана з інформаційної мережі або безпосередньо від її автора. Пакет процедур GEOPACK у версії 1996 р. дозволяє визначити компоненти «головного» поля Землі, кут Ψ , елементи матриць повороту при переході між різними системами координат, що використовуються у геофізиці та космічній фізиці, та ін. Пакети містять зручні процедури трасування силових ліній магнітного поля через вибрану точку магнітосфери та відтворення положення магнітопаузи на вибраний момент часу (рис. 6).

У ряді робіт наведено результати детального тестування попередньої моделі T89 у широкому діапазоні параметрів. З'ясовано, що модель досить реалістично відтворює струмові системи у плазмовому шарі, особливо у внутрішньому хвості (кільцевий струм, струм поперек плазмового шару) [29]. Це пов'язано з тим, що в цій області проводилась переважна кількість вимірювань для отримання параметрів моделі. Проте T89 дає занижене значення для магнітного поля у долях хвоста. Відзначається також добре узгодження результатів моделювання спокійної магнітосфери з експериментальними даними. У роботі [41] проведено модельне проектування областей хвоста у авроральну область, причому результати порівнювалися з вимірюваннями на КА. Слід вказати на роботу [24], у якій проведено проектування границь всіх областей магнітосферного хвоста до $X \leq -50R_E$.

За попередніми результатами тестування, модель T96 краще, ніж T89, описує магнітосферу при збурених умовах.

При застосуванні моделі T96 для відтворення магнітосферного магнітного поля на певний момент вимірювань виникає проблема адекватного вибору вхідних параметрів P_{dyn} , D_{st} і B_y та B_z ММП. Розглянемо це докладніше. Індекс D_{st} , як інші індекси геомагнітної та сонячної активності визначається шляхом обробки даних мережі магнітних обсерваторій і може бути отриманий з світових центрів даних за допомогою інформаційної мережі. Решта фізичних параметрів може бути відтворена за результатами прямих вимірювань КА, що знаходиться в сонячному вітрі, наприклад КА «Wind» та SOHO, які протягом останніх років здійснюють моніторинг міжпланетного середовища. Проте слід враховувати той факт, що вимірювання проводяться далеко від магнітопаузи і доцільно вводити часову затримку, необхідну для того, щоб вибрана область сонячного віtru досягла межі магнітосфери. Найпростіша оцінка такої затримки залежить від величини гідродинамічної швидкості потоку плазми, тобто, знаючи координати КА, можна приблизно визначити у який момент часу збурення магнітного поля та густини плазми досягне магнітопаузи. Точне визначення часової затримки між процесами у ММП та магнітосфері викликає труднощі, які пропонується подолати, наприклад, вивчаючи кореляцію між послідовностями відповідних вимірювань [10]. Ця проблема стикається з дослідженнями в області прогнозування «космічної погоди». У роботі [39] зазначається, що використання газодинамічної моделі GDCFM обтікання магнітосфери Землі сонячним вітром дозволяє коректно визначити часову затримку по відношенню до магнетошару. Поки що

не розроблено зручної тривимірної МГД-моделі, яку можна було б безпосередньо застосовувати для аналізу експериментальних даних.

Існує велика кількість емпіричних моделей магнітосферного магнітного поля, які постійно удосконалюються. Наприклад, удосконалена модель Тофолетто-Хілла для відкритої магнітосфери [23], модель Остапенко для близької зони магнітосфери Землі $4R_E \leq R \leq 10R_E$ [2]. окремі програмні пакети для моделювання плазмових режимів магнітосфери (нейтрального шару, радіаційних поясів, магнітопаузи, віддаленого хвоста та ін.) у вказаних просторових межах за певних умов, можна отримати користуючись каталогом Geospace Environment Models (GEM) та Space Physics Models у NSSDC (Національний центр даних з космічної науки) у мережі «Інтернет».

ВИСНОВКИ

Окреслимо можливі етапи визначення положення КА відносно окремих областей магнітосфери Землі. Використовуючи емпіричні моделі та домовленості про розташування різних областей магнітосфери можна орієнтовно прогнозувати їх положення в деякій системі координат, пов'язаній з Землею, в певний момент часу. У роботі наведено моделі магнітопаузи та ударної хвилі (1), (2), табл. 2–3; нейтрального шару (3)–(6); домовленості про положення граничних шарів та радіаційних поясів. У поєднанні з відомою траекторією КА ця інформація дозволяє розв'язати задачу прогнозування. Показано приклад порівняння експериментальних даних з результатами прогнозу (рис. 4).

Застосування експериментальних критеріїв до даних КА дає змогу розв'язати задачу локалізації у вибраний інтервал вимірювань, тобто визначити реєстрацію приладами КА окремих магнітосферних режимів у певних просторових областях (див. табл. 1). У роботі наведено приклади застосування цих критеріїв на основі оригінальних даних, отриманих КА «Інтербол-1». У комплексний аналіз даних доцільно включати порівняння з типовими (незбуреними) просторовими профілями плазмових параметрів, характерних для даних режимів, кореляцію з процесами у ММП та індексами магнітосферної активності, і порівняння з результатами МГД- або емпіричного моделювання. Серед сучасних емпіричних моделей магнітосферного магнітного поля доцільно зазначити нову версію моделі Циганенка від 1996 р. та відповідний пакет моделювання «головного» магнітного поля Землі.

На рис. 7 умовно показані етапи розв'язання

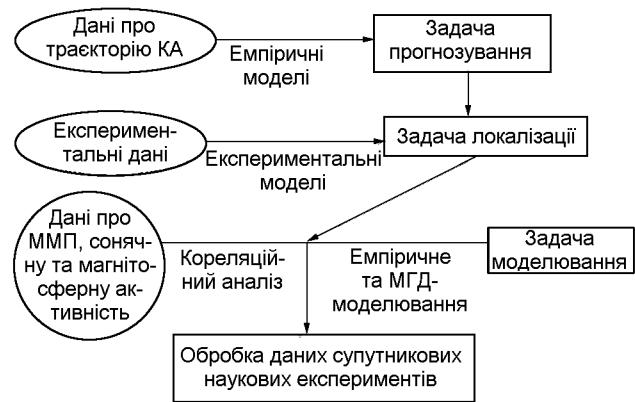


Рис. 7. Умовна блок-схема визначення положення КА відносно магнітосферних режимів у структурі обробки даних супутникової експериментації

задач та систему зв'язків між ними при визначенні положення областей магнітосфери за даними вимірювання КА.

Автори вдячні колегам з Інституту космічних досліджень РАН, особливо С. Клімову, С. Романову, А. Петруковичу, В. Грушину, Н. Ніколаєвій, за надання даних вимірювань магнітометра MIF-M, встановленого на КА Інтербол-хвостовий та численні обговорення, М. Циганенку (GSFC, NASA) за надані ним пакети програм T96 та GEOPACK, Т. Істману та С. Крайстону з Мерілендського університету (США) за надіслані ними матеріали досліджень «Geotail», які ще знаходилися у друку. Робота над оглядом підтримувалась державними контрактами 6-103/96 та 6-132/97 з Національним космічним агентством України.

1. Евдокимов В. П., Покрас В. М. Методы обработки данных в научных космических экспериментах. — М.: Наука, 1977.—176 с.
2. Остапенко А. А., Мальцев Ю. П., Мальков М. В. Модель магнитного поля во внутренней магнитосфере Земли // Геомагнетизм и аэрономия.—1996.—36, № 5.—35.
3. Akasofu S.-I. The magnetospheric currents: an introduction // Magnetospheric currents / Ed. by T. A. Potemra. — Washington, 1984.—P. 29.—(Geophys. Monogr. Ser., 28).
4. Angelopoulos V., Mitchell D. G., Williams D. J., et al. Growth and evolution of a plasmoid associated with a small, isolated substorm: IMP-8 and GEOTAIL measurements in the magnetotail // Geophys. Res. Lett.—1995.—22, N 22.—3011 p.
5. Bame S. J., Smith E. J., Ogilvie E., et al. Plasma regimes in the deep geomagnetic tail: ISEE 3 // Geophys. Res. Lett.—1983.—10, N 9.—912 p.
6. Behannon K. W. Geometry of the geomagnetic tail // J. Geophys. Res.—1970.—75.—743 p.
7. Christon S. P., Eastman T. E., Doke T., et al. Magnetospheric plasma regimes using Geotail measurements. 2. Statistics, spatial distribution, and geomagnetic dependence // J. Geophys. Res.—1997.

8. Christon S. P., Gloeckler G., Eastman T. E., et al. Average energetic ion flux variation associated with geomagnetic activity from EPIC/STICS on GEOTAIL // *J. Geophys. Res.* — 1993. — **98A**, N 12. — 21421 p.
9. Cowley S. W. H., Hynds R. J., Richardson J. G., et al. Energetic ion regimes in the deep geomagnetic tail: ISEE 3 // *Geophys. Res. Lett.* — 1984. — **11**, N 3. — 275 p.
10. Crooker N. U., Siscoe G. L., Russell C. T., Smith E. J. Factors controlling degree of correlation between ISEE 1 and ISEE 3 interplanetary magnetic field measurements // *J. Geophys. Res.* — 1982. — **87A**, N 4. — P. 2224—2230.
11. Eastman T. E., Christon S. P., Doke T., et al. Magnetospheric plasma regimes using Geotail measurements, 1. Regime identification // *J. Geophys. Res.* — 1997.
12. Eastman T. E., Roelof E. C., Criston S. P., et al. Energetic proton flux anisotropy in the Earth's magnetotail, 2: Geotail EPIC observations // *J. Geophys. Res.* — 1997.
13. Elphinstone R. D., Hearn D., Murphree J. S., Cogger L. L. Mapping using the Tsyganenko long magnetospheric model and its relationship to Viking auroral images // *J. Geophys. Res.* — 1991. — **96A**, N 4. — 1467 p.
14. Fairfield D. H. Average and unusual location of the Earth's magnetopause and bow shock // *J. Geophys. Res.* — 1971. — **76**, N 28. — P. 6700—6716.
15. Fairfield D. H. On the structure of the distant magnetotail: ISEE 3 // *J. Geophys. Res.* — 1992. — **97A**, N 2. — 1403 p.
16. Fairfield D. H. Solar wind control of the distant magnetotail: ISEE 3 // *J. Geophys. Res.* — 1993. — **98A**, N 12. — 21265 p.
17. Fairfield D. H., Acuna M. H., Zanetti L. J., Potemra T. A. The magnetic field of the equatorial magnetotail: AMPTE/CCE observations at $R < 8.8$ Re // *J. Geophys. Res.* — 1987. — **92**. — 7432 p.
18. Farris M. H., Petrinec S. M., Russell C. T. The thickness of the magnetosheath: constraints on the polytropic index // *Geophys. Res. Lett.* — 1991. — **18**, N 10. — 1821 p.
19. Feldstein Y. I. and Elphinstone R. D. Aurorae and the large-scale structure of the magnetosphere // *J. Geomagn. and Geoelec.* — 1992. — **44**. — 1159 p.
20. Feldstein Ya. I., Galperin Yu. I. The auroral luminosity structure in the high-latitude upper atmosphere: its dynamics and relationship to the large-scale structure of the Earth's magnetosphere // *Rev. Geophys.* — 1985. — **23**, N 3. — 217 p.
21. Gosling J. T., McComas D. J., Thomsen M. F., et al. The warped neutral sheet in the near-Earth geomagnetic tail // *J. Geophys. Res.* — 1986. — **91**. — 7093 p.
22. Heikkila W. J. Magnetospheric topology of fields and currents // *Magnetospheric currents* / Ed. by T. A. Potemra. — Washington, 1984. — P. 208. — (*Geophys. Monogr. Ser.*, 28).
23. Jordan S. E. Empirical models of the magnetospheric magnetic field // *Rev. Geophys.* — 1994. — **32**, N 2. — P. 139—157.
24. Kaufmann R. L., Larson D. J., Beidl P., Lu C. Mapping and energization in the magnetotail. 1. Magnetospheric boundaries // *J. Geophys. Res.* — 1993. — **98**, A6. — 9307 p.
25. Lopez R. E. The position of the magnetotail neutral sheet in the near-Earth region // *Geophys. Res. Lett.* — 1990. — **17**, N 10. — 1617 p.
26. Moses and Owen. Plasma tail twisting and bending // Third International Conference on Substorms (ICS-3), Versailles, France, 12—17 May 1996.
27. Peredo M., Stern D. P. On the position of the near-Earth neutral sheet: a comparison of magnetic model predictions with empirical formulas // *J. Geophys. Res.* — 1991. — **96**, A11. — 19521 p.
28. Petrinec S. M., Russell C. T. An empirical model of the size and shape of the near-Earth magnetotail // *Geophys. Res. Lett.* — 1993. — **20**, N 23. — 2695 p.
29. Pulkkinen T. I., Baker D. N., Walker R. J., et al. Comparison of empirical magnetic field models and global MHD simulations: The near-tail currents // *Geophys. Res. Lett.* — 1995. — **22**. — 675 p.
30. Roelof E. C., Sibeck D. G. Magnetopause shape as a bivariate function of interplanetary magnetic field B_z and solar wind dynamic pressure // *J. Geophys. Res.* — 1993. — **98A**, N 12. — P. 21421.
31. Sibeck D. G., Lopez R. E., Roelof E. C. Solar wind control of the magnetopause shape, location and motion // *J. Geophys. Res.* — 1991. — **96A**, N 4. — P. 5489—5495.
32. Sibeck D. G., Siscoe G. L., Slavin J. A., et al. The distant magnetotail's response to a strong interplanetary magnetic field B_y : twisting, flattening and field line bending // *J. Geophys. Res.* — 1985. — **90A**, N 5. — P. 4011.
33. Stasiewicz K. Polar cusp topology and position as a function of interplanetary magnetic field and magnetic activity: Comparison of a model with "Viking" and other observations // *J. Geophys. Res.* — 1991. — **96**. — P. 15789—15800.
34. Stern D. P. The art of mapping the magnetosphere // *J. Geophys. Res.* — 1994. — **99**. — 17169 p.
35. Tsurutani B. T., Slavin J. A., Smith E. J., et al. Magnetic structure of the distant geotail from —60 to —220 Re: ISEE-3 // *Geophys. Res. Lett.* — 1984. — **11**, N 1. — P. 1.
36. Tsyganenko N. A. Modeling the Earth's magnetospheric magnetic field confined within a realistic magnetopause // *J. Geophys. Res.* — 1995. — **100A**, N 4. — P. 5599—5612.
37. Tsyganenko N. A., Stern D. P. A new-generation global magnetosphere field model, based on spacecraft magnetometer data // *ISTP Newsletter*. — 1996. — **6**, N 1. — P. 21.
38. Yamamoto T., Shiokawa K., Kokubun S. Magnetic field structures of the magnetotail as observed by GEOTAIL // *Geophys. Res. Lett.* — 1994. — **21**, N 25. — P. 2875.
39. Zhang X. X., Song P., Stahara S. S., et al. Large scale structures in the magnetosheath: exogenous or endogenous in origin // *Geophys. Res. Lett.* — 1996. — **23**, N 1. — P. 105.
40. Zwicky R. D., Bakers D. N., Bame S. J., et al. Evolution of the Earth's distant magnetotail: ISEE 3 electron plasma results // *J. Geophys. Res.* — 1984. — **89A**, N 12. — P. 11007.
41. Zwolakowska D., Popielawska B. Tail plasma domains and the auroral oval — results of mapping based on the Tsyganenko 1989 magnetosphere model // *J. Geomagn. and Geoelec.* — 1992. — **44**. — P. 1145.

METHODS FOR THE IDENTIFICATION OF MAGNETOSPHERE REGIONS BASED ON SPACECRAFT DATA: EXPERIMENTAL CRITERIA AND EMPIRICAL MODELLING

O. P. Verkhoglyadova and V. M. Ivchenko

Problems arising in the analysis of spacecraft measurements made in the Earth's magnetosphere are discussed. Data processing should take into account the properties of plasma regions where the measurements were made. We give an overview of the most widely used experimental criteria, empirical models, and the features assumed to be characteristic of the magnetosphere regions. Preliminary scheme of the data analysis from the viewpoint of space physics is sketched. The study was made in the framework of the Interball-Tail data processing.

УДК 533.27

Моделирование космических аппаратов в ионосфере и магнитосфере радиационной электризации

В. А. Шувалов, А. И. Приймак, В. В. Губин

Інститут технічної механіки НАНУ—НКАУ, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 23.01.98

Сформульовано принципи, розроблено методологію фізичного моделювання радіаційної електризації космічних апаратів в іоносфері та магнітосфері. Показано, що реєстровані циклограмми та імпульси високовольтних розрядів несуть повну інформацію про електрофізичні властивості матеріалів. Виявлено, що ефективність плазмової нейтралізації електрорадіаційного впливу залежить від концентрації низькотемпературної плазми та структури опроміненої поверхні.

Наличие на геостационарных, высокоэллиптических и высокоширотных орбитах потоков высокогенергичных частиц приводит к накоплению на элементах конструкции космических аппаратов (КА) электрических зарядов, возникновению значительных градиентов потенциалов (нередко достигающих нескольких киловольт) как между аппаратом в целом и окружающей плазмой, так и между его отдельными элементами. Это явление известно под названием высоковольтной дифференциальной электризации. Причиной электризации КА является электрорадиационное воздействие на аппарат электронных и ионных компонентов «холодной» и «горячей» плазмы и электромагнитного излучения солнечного спектра. Неоднородность покрытий наружных поверхностей элементов конструкций КА, различие по условиям освещенности, вторично-эмиссионным свойствам материалов, условиям облучения частицами плазмы обуславливает различие уровней зарядки элементов поверхности и конструкций КА, возникновению дифференциальной электризации. Следствием высоковольтной дифференциальной зарядки является возникновение по-

© В. А. ШУВАЛОВ, А. И. ПРИЙМАК, В. В. ГУБИН, 1998

верхностных и объемных электрических разрядов, которые негативно сказываются на функционировании жизненно важных систем КА, приводят к выходу их из строя, разрушению и ускорению деградации, сокращают время активного существования на орбите [8].

При проектировании КА, предназначенных для длительного функционирования на высокоширотных, высокоэллиптических и геостационарных орбитах, одной из технических проблем является выбор материалов наружных поверхностей по таким свойствам:

- способности материала накапливать электрический заряд;
- наличия радиационно-стимулированных пробоев в материале;
- влияния факторов космического пространства на процессы накопления и релаксации заряда в материале;
- возможности снижения величины накопленного заряда искусственными методами.

Высокая стоимость и сложность натурных экспериментов не позволяют считать их приемлемым сред-

ством для определения электрофизических и эксплуатационных свойств материалов. Поэтому при прогнозировании поведения конструкционных материалов в реальных условиях значительная роль отводится физическому моделированию.

В основе физического моделирования лежат законы подобия, базирующиеся на π -теореме [3]. Это позволяет заменить изучение реального физического процесса на КА исследованиями на модели.

Явление электризации КА обусловлено как макро- (плазмодинамическими), так и микро- (электрофизическими) эффектами.

Плазмодинамический аспект моделирования электрорадиационного воздействия окружающей среды на КА основан на подобии взаимодействия в системе «КА-плазма» для реального тела и модели.

Системой уравнений, описывающих поведение разреженной плазмы в окрестностях КА в условиях бесстолкновительного обтекания, является система кинетических уравнений Власова для каждого из плазменных компонентов и уравнений Максвелла для самосогласованного поля с граничными условиями, заданными в невозмущенной среде и на поверхности тела [1].

В системе координат, связанной с КА, движущимся в разреженной плазме, задача стационарна, и система уравнений самосогласованного поля имеет вид

$$\mathbf{V} \frac{\partial f_\alpha}{\partial \mathbf{r}} + \frac{e_\alpha}{M_\alpha} \left[\mathbf{E} + \frac{1}{c} (\mathbf{V} - \mathbf{V}_\infty) \times \mathbf{H} \right] \frac{\partial f_\alpha}{\partial \mathbf{V}} = 0; \quad (1)$$

$$\operatorname{div} \mathbf{E} = 4\pi \sum_\alpha e_\alpha \int f_\alpha d\mathbf{V}. \quad (2)$$

Здесь f_α , e_α , M_α — соответственно функция распределения, заряд и масса частиц сорта α ($\alpha = i, e$); \mathbf{E} , \mathbf{H} — напряженности электрического и магнитного полей; $\mathbf{E} = -\operatorname{grad}\varphi$; φ — потенциал электрического поля; \mathbf{V}_∞ — скорость движения тела; \mathbf{r} и \mathbf{V} — координаты фазового пространства.

Если все частицы, сталкивающиеся с телом, поглощаются (например, электроны) или рекомбинируют (ионы), то граничное условие для функции распределения на поверхности тела имеет вид

$$f_\alpha(\mathbf{r}_w) = 0, \quad \text{если} \quad \mathbf{V}_a \cdot \mathbf{n} > 0, \quad (3)$$

где \mathbf{r}_w — радиус-вектор точки поверхности тела; \mathbf{n} — внешняя нормаль к поверхности в точке \mathbf{r}_w .

На бесконечности функция распределения должна стремиться к решению кинетического уравнения, описывающему состояние среды, не возмущенной движущимся телом. В системе координат, связанной с обтекаемым КА, в качестве граничных значений для функции распределения принимают-

ся их равновесные значения

$$f_\alpha^\infty(\mathbf{r} \rightarrow \infty) = \frac{N_\infty}{(\pi V_\alpha^2)^{3/2}} \exp(-(\mathbf{V} - \mathbf{V}_\infty)^2/V_\alpha^2), \quad (4)$$

где N_∞ — концентрация частиц в невозмущенном потоке; V_α — средняя тепловая скорость частиц сорта α .

Для потенциала граничные условия на поверхности зависят от ее физических свойств: если поверхность — проводник, потенциал постоянен

$$\varphi = \varphi_w = \text{const}; \quad (5)$$

если тело — диэлектрик, то на поверхности задается потенциал как функция точки поверхности

$$\varphi = \frac{1}{4\pi} \frac{\partial \varphi}{\partial \mathbf{n}} \quad (\mathbf{r} = \mathbf{r}_w). \quad (6)$$

В невозмущенной среде на бесконечности

$$\varphi(\mathbf{r} \rightarrow \infty) = 0. \quad (7)$$

Магнитное поле Земли в окрестности тел, движущихся в ионосфере, возмущено незначительно. Влияние этих возмущений на движение ионов и электронов также невелико [1], поэтому можно принять, что магнитное поле в кинетических уравнениях системы Власова для ионов и электронов плазмы постоянное с напряженностью \mathbf{H} . Система уравнений Власова—Пуассона (1), (2) с граничными условиями (3)–(4) и соответствующими условиями для потенциала — полная система уравнений, определяющая возмущения заряженных частиц в окрестности КА, движущихся в разреженной плазме.

Решение стационарной задачи характеризуют шесть параметров подобия [1, 6]:

а) отношение скорости тела к скорости ионного звука

$$L_1 = S_{ei} = V_\infty / (2kT_e/M_i)^{1/2}, \quad (8)$$

б) отношение характерного размера тела к дебавскому радиусу

$$L_2 = R/\lambda_d, \quad (9)$$

в) безразмерный потенциал тела

$$L_3 = \Phi_w = e\varphi_w / kT_e, \quad (10)$$

г) отношение ионной и электронной температур

$$L_4 = \beta = T_e / T_i, \quad (11)$$

д) отношение характерного размера тела к ларморовскому радиусу ионов

$$L_5 = R/\rho_i, \quad (12)$$

е) отношение характерного размера тела к ларморовскому радиусу электронов

$$L_6 = R/\rho_e . \quad (13)$$

Электрофизический аспект проблемы основан на подобии внутренних электрических и магнитных полей при взаимодействии частиц «горячей» плазмы с конструкционными материалами наружных поверхностей КА и материалами модели. Протекание электромагнитных процессов в конструкционных материалах характеризуется системой уравнений Максвелла, записанной в виде [3]

$$\begin{cases} \text{rot} \mathbf{H} = g \mathbf{E} + \frac{\partial}{\partial t} (\epsilon \mathbf{E}) + e N \mathbf{V}, \\ \text{rot} \mathbf{E} = - \frac{\partial}{\partial t} (\mu \mathbf{H}), \\ \text{div}(\mu \mathbf{H}) = 0, \\ \text{div}(\epsilon \mathbf{E}) = e N. \end{cases} \quad (14)$$

Здесь g — удельная проводимость материала, ϵ и μ — диэлектрическая и магнитная проницаемости материала, \mathbf{E} и \mathbf{H} — напряженности электрического и магнитного полей в материале, N и \mathbf{V} — концентрация и скорость заряженных частиц в материале, e — элементарный заряд, t — время.

Из уравнений (14) следует пять параметров электрофизического подобия для моделирования электрорадиационного воздействия окружающей среды на конструкционные материалы наружных поверхностей КА:

$$\begin{aligned} \Pi_1 &= \frac{gE}{NV}, \quad \Pi_2 = \frac{\epsilon E}{NV\tau}, \quad \Pi_3 = \frac{Nl}{\epsilon E}, \\ \Pi_4 &= \frac{H}{NVl}, \quad \Pi_5 = \frac{Et}{l\mu H}, \end{aligned} \quad (15)$$

где l — длина пробега заряженных частиц в материале, τ — характерное время процесса.

Шесть параметров подобия плазмодинамического взаимодействия (8)–(13), параметр геометрического моделирования и пять параметров электрофизического подобия (15) определяют требования к точности и чистоте модельного эксперимента и позволяют сформулировать критериальные соотношения, устанавливающие связь между параметрами взаимодействия в системе «КА-плазма» в модельном эксперименте и в натурных условиях.

Параметр геометрического моделирования β_M при соответствующем подобии форм определяется отношением характерного размера модели R_M к линейному размеру натуры R_{KA} :

$$\beta_M = R_M/R_{KA} . \quad (16)$$

С учетом (16) из L_2 следует критериальное соотношение

$$\beta_M = R_M/R_{KA} = \lambda_d^M/\lambda_d . \quad (17)$$

При электрорадиационном взаимодействии в системе «КА-плазма» определяющий вклад вносят «горячие» электроны с энергией $W_e = 1...20$ кэВ. С учетом оценок [2] $\beta_M \approx 10^{-3}$. Такое уменьшение размеров модели с сохранением геометрической структуры КА чревато трудностями изготовления и диагностики протекающих процессов.

Из (17) следует критериальное соотношение для концентрации заряженных частиц

$$N_e^M = N_e \beta_M^{-2}, \quad (18)$$

где N_e — концентрация «горячих» электронов в натурных условиях (для магнитных бурь $N_e \approx \approx 10^6 \text{ м}^{-3}$).

При $\Pi_1 = \text{const}$ получим

$$\frac{gE}{NV_e} = \frac{g_M E_M}{N_e^M V_e^M} . \quad (19)$$

При $V_e \approx V_e^M$ и $E \approx E_M$ для удельной проводимости материала модели из (19) имеем

$$g_M = g \frac{N_e^M}{N_e} = g \beta_M^{-2} . \quad (20)$$

Требования $V_e \approx V_e^M$ и $E \approx E_M$ характеризуют адекватность условий накопления заряда КА на орбите и в модельном эксперименте.

Из параметра $\Pi_3 = \text{const}$ при $l = l_M$ следует критериальное соотношение для диэлектрической проницаемости ϵ_M материала модели

$$\epsilon_M = \epsilon \frac{N_e^M}{N_e} = \epsilon \beta_M^{-2} . \quad (21)$$

Параметр подобия $\Pi_4 = \text{const}$ позволяет установить критериальное соотношение для напряженности H_M магнитного поля в модельном эксперименте

$$H_M = H \frac{N_e^M}{N_e} = H \beta_M^{-2} . \quad (22)$$

Из параметра $\Pi_5 = \text{const}$ при $\tau = \tau_M$ получим соотношение для магнитной проницаемости μ_M материала модели

$$\mu_M = \mu \frac{H}{H_M} = \mu \beta_M^2 . \quad (23)$$

Таким образом, увеличение концентрации электронов N_e^M в модельном эксперименте при сохранении параметров подобия Π_1 , Π_3 , Π_5 вызывает необходимость пропорционального изменения проводимости g , диэлектрической ϵ и магнитной μ проницаемостей материала.

Учитывая полученное по (17) ограничение для характерного размера модели ($R_M \leq 10^{-2} \text{ м}$), кrite-

риальные соотношения (18), (20)–(23), можно сделать вывод: попытка моделирования процессов электризации на уменьшенной в масштабе модели КА лишена физического смысла.

При лабораторном изучении электрофизических аспектов проблемы взаимодействия КА с окружающей средой в ионосфере и магнитосфере целесообразно применение частичного или ограниченного моделирования.

Частичное или ограниченное моделирование процессов радиационной электризации возможно с применением фрагментарной модели КА, образцов реальных конструкционных материалов или элементов поверхности с геометрическими или структурными неоднородностями. В этом случае моделирование сводится к определению электрофизическими свойств конструкционных материалов при имитации комплексного, комбинированного или последовательного воздействия отдельных факторов космической среды.

Поскольку для электризации определяющим в воздействии космической плазмы на аппарат является электронный компонент при $\lambda_d \gg R_{KA}$, то без нарушения особенностей взаимодействия эквивалентом «горячей» космической плазмы в лабораторных условиях может служить электронный пучок с соответствующими параметрами.

Исследование динамики процесса электризации элемента конструкции КА или образца конструкционного материала обычно основано на поиске решения уравнения баланса плотностей токов [2]. Для элемента поверхности КА (образца конструкционного материала) уравнение баланса плотности токов для натурных условий имеет вид

$$j_{\Sigma}(\varphi_w) = j_e(\varphi_w) - \left[j_i(\varphi_w) + j_{Se}(\varphi_w) + j_{Si}(\varphi_w) + j_{be}(\varphi_w) + j_F(\varphi_w) + j_g(\varphi_w) + C_{уд} \frac{d\varphi_w}{dt} \right], \quad (24)$$

где $j_{\Sigma}(\varphi_w)$ — плотность суммарного тока (при равновесии = 0), $j_e(\varphi_w)$ — плотность тока падающих на образец электронов, $j_i(\varphi_w)$ — плотность тока падающих на образец ионов, $j_{Se}(\varphi_w)$ — плотность тока вторичной электронной эмиссии, $j_{Si}(\varphi_w)$ — плотность тока ионно-электронной эмиссии, $j_{be}(\varphi_w)$ — плотность тока обратно рассеянных электронов, $j_F(\varphi_w)$ — плотность тока фотоэлектронной эмиссии, $j_g(\varphi_w)$ — плотность тока проводимости материала, $C_{уд}$ — удельная емкость конструкционного материала.

В уравнении (24) не выделены токи активных бортовых источников (пучки заряженных частиц и струи электроракетных двигателей), а также им-

пульсных электрических разрядов, поскольку эти составляющие могут быть учтены в $j_i(\varphi_w)$.

При исследовании электрорадиационных и электрофизических характеристик образца конкретного конструкционного материала из параметра подобия Π_1 следует, что для $g = g_m$ достижение одного и того же значения напряженности электрического поля пробоя $E = E_m$ возможно при выполнении условия

$$eN_e^M V_e^M = eN_e V_e,$$

или

$$j_e^M = j_e. \quad (25)$$

Воспроизведение натурных значений j_e в модельном эксперименте влечет изменение плотностей токов j_{Se} и j_{be} в реальных диапазонах

$$j_{Se} = j_{Se}^M, \quad j_{be} = j_{be}^M. \quad (26)$$

При моделировании процессов плазменной нейтрализации в лабораторном эксперименте необходимо выполнение условия равенства плотностей ионных токов

$$j_i = j_i^M. \quad (27)$$

Реализация требования (27) приводит к соотношению

$$j_{Si} = j_{Si}^M \quad (28)$$

для плотности тока ионно-электронной эмиссии при идентичности сорта облучающих ионов.

Фотоэмиссионный ток с освещенной поверхности материала является сложной функцией потенциала поверхности φ_w , работы выхода электронов, энергии квантов света, интенсивности падающего УФ-излучения. Поэтому при исследовании процессов электризации возникает необходимость выполнения условия

$$j_F = j_F^M. \quad (29)$$

Слагаемое $C_{уд} (d\varphi_w/dt)$ представляет собой плотность тока смещения и в явном виде определяет динамику изменения потенциала поверхности φ_w во времени. Из рассмотрения параметров подобия Π_2 или Π_5 при сохранении величин плотности тока и энергии электронов пучка следует условие для временного масштаба процессов электризации:

$$\tau = \tau_m. \quad (30)$$

Соотношения (25)–(30) определяют требования к системам и аппаратурному обеспечению плазмо-электродинамического стенда, предназначенного для проведения модельных экспериментов по электрорадиационному взаимодействию КА с окружающей средой в ионосфере и магнитосфере.

Этим требованиям соответствуют условия на плазмоэлектродинамическом стенде ИТМ НАН Украины, системы которого позволяют моделировать и имитировать взаимодействие КА с окружающей средой на высотах 150—40000 км. При этом реализуются:

Скорость потока плазмы	4.5—80 км/с
Концентрация ионов и электронов	10^4 — 10^{15} см $^{-3}$
Температура электронов	1—4 эВ
Температура ионов и нейтралов	0.1—0.3 эВ
Степень ионизации	10^{-1} — 10^{-3}
Степень диссоциации	0.4—0.7
Высокоэнергичные электроны	0.1—35 кэВ
Плотность тока высокоенергичных электронов	10^{-2} — 10^2 нА/см 2
ЭМИ солнечного спектра 115—700 нм	10^{-3} — 10^{-2} Вт/см 2
Температурные градиенты	$110 \leq T_w \leq 330$ К
Электромагнитное (СВЧ) излучение	3—40 ГГц
Магнитное поле	0.4 Э

Скорость откачки в вакуумной камере с рабочим объемом около 3 м 3 при остаточном разрежении 10^{-4} — 10^{-5} Па составляет порядка 100 м 3 ·с $^{-1}$.

Наличие на стенде электронной пушки, источников электромагнитного излучения (ЭМИ) солнечного спектра, терmostатированных криопанелей позволяет имитировать электрорадиационное воздействие космического пространства на наружные поверхности КА на высокоширотных, геостационарных и высокоэллиптических орbitах в ионосфере и магнитосфере.

Исследования проведены для типовых конструкционных материалов наружных поверхностей КА. В ходе экспериментов синхронно регистрировались: изменение потенциала φ_w во времени — «циклограмма зарядно-разрядных процессов»; импульсы тока смещения в цепи заземленной подложки при радиационно-стимулированных пробоях. Для регистрации циклограмм применялась бортовая система «Зонд—Заряд» бесконтактного измерения напряженности электрического поля. Регистрация импульсов тока смещения реализована с применением запоминающего осциллографа и ПЭВМ.

В пренебрежении вторичноэмиссионными процессами полный ток J_0 через слой диэлектрика на заземленную подложку складывается из тока смещения J_t и сквозного тока проводимости J_g :

$$J_0 = J_t + J_g = C_0 \frac{d\varphi_w}{dt} + g \frac{A}{S} \varphi_w, \quad (31)$$

где C_0 — емкость образца, g — удельная электропроводность диэлектрика, A — площадь образца, S — толщина образца.

В начальной стадии зарядки, когда потенциал φ_w мал, сквозным током J_g можно пренебречь — сопротивление $S/g \cdot A$ для диэлектриков заведомо большая величина. Тогда

$$J_0 \approx J_t = C_0 \frac{d\varphi_w}{dt} \approx C_0 \frac{\Delta\varphi_w}{\Delta t}. \quad (32)$$

Емкость образца

$$C_0 \approx \frac{J_0 \Delta t}{\Delta \varphi_w}, \quad (33)$$

а удельная емкость исследуемого материала

$$C_{\text{уд}} \cong \frac{J_0 \Delta t}{A \Delta \varphi_w}. \quad (34)$$

Величина накопленного диэлектриком электрического заряда Q определяется по значению равновесного потенциала поверхности φ_w и емкости образца C_0 :

$$Q = C_0 \varphi_w. \quad (35)$$

На рис. 1 представлены циклограммы зарядно-разрядных процессов на поверхности многоэлементного фрагмента панели солнечной батареи (СБ) размером 10×12 см 2 , закрепленного на проводящей подложке из углепластика.

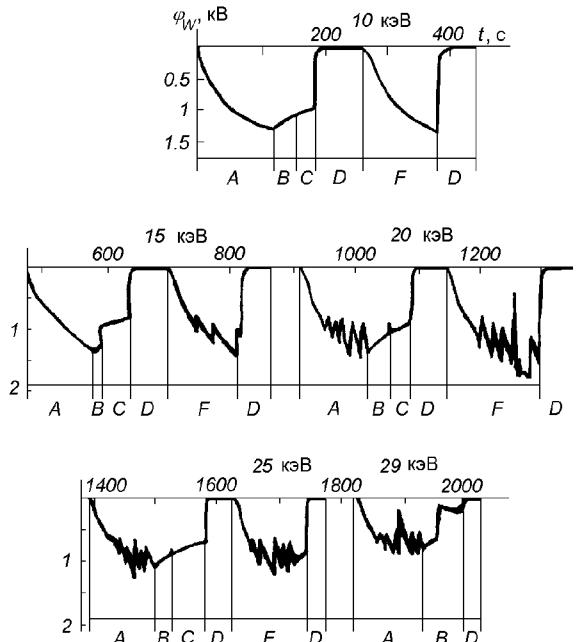


Рис. 1. Циклограмма зарядно-разрядных процессов фрагмента панели СБ при заземленной подложке: A — электронный пучок; B — релаксация заряда в вакууме; C — УФ-излучение; D — «холодная» плазма; F — электронный пучок + УФ

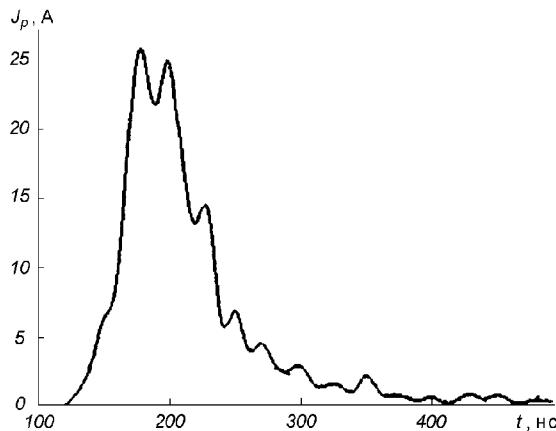


Рис. 2. Параметры импульсного разряда на поверхности фрагмента панели СБ: $W_e = 20$ кэВ, $j_e = 10^{-5}$ А·м⁻², $\varphi_w = 1.2$ кВ, $Q_p = 2 \cdot 10^{-6}$ Кл, $W_p = 4.3 \cdot 10^{-4}$ Дж

По начальному участку циклограммы и (33)–(34) определяется емкость образца $C_0 \approx 4.7 \cdot 10^{-9}$ Ф и удельная емкость защитного покрытия СБ $C_{уд} \approx \approx 4 \cdot 10^{-7}$ Ф·м⁻². Значению $\varphi_w = 1.2$ кВ соответствует заряд $Q \approx 5.6 \cdot 10^{-6}$ Кл, и для материала защитного покрытия $Q_{уд} \approx 5 \cdot 10^{-4}$ Кл·м⁻². Защитное покрытие СБ (кварцевое стекло К-208 с примесью церия) обладает способностью накапливать значительный электрический заряд.

Для защитного покрытия СБ существует пороговое значение энергии пучка электронов ($W_e \geq 15$ кэВ), при котором появляются радиационно-стимулированные пробои. Это связано с недостаточным количеством центров захвата избыточных электронов в облучаемом объеме при низких энергиях. С повышением энергии электроны пучка проникают глубже в диэлектрик. Радиационная проводимость возникает в более толстом слое — увеличивается вероятность возникновения критических аномально высоких электрических полей на дефектах в объеме диэлектрика.

Накопление заряда в защитном покрытии СБ сопровождается визуально наблюдаемым искрением на поверхности. Это свидетельствует о разрядах с выбросом образующейся плазмы в окружающее пространство. С плазмой в окружающее пространство выходит и часть накопленного в объеме избыточного заряда. Поэтому в необлученной по объему части образца и в цепи заземленной подложки возникает ток смещения. На рис. 2 показан типичный импульс тока смещения.

Напряженность внешнего электрического поля заряженного диэлектрика пропорциональна вели-

чине накопленного в его объеме заряда [5]. В результате пробоя равновесный потенциал поверхности снижается на 40 %. При этом высвобождается около 40 % накопленного заряда.

Величина высвобождаемого электрического заряда $Q_p = 2 \cdot 10^{-6}$ Кл определяется по «амперсекундной» площади под кривой разрядного тока J_p . Следовательно, до пробоя в образце был накоплен заряд $Q \approx 5 \cdot 10^{-6}$ Кл. Это согласуется с найденным ранее по емкости образца C_0 и равновесному потенциалу φ_w значением $Q \approx 5.6 \cdot 10^{-6}$ Кл.

Поверхность СБ состоит из гальванически не связанных пластин защитного покрытия, каждая из которых занимает около 5 % площади всего образца. Облучение образца однородно по поверхности, поэтому при радиационно-стимулированном пробое в формировании импульса тока смещения $J_p(t)$ участвуют электроны, накопленные во всех пластинах защитного покрытия. Импульс тока смещения $J_p(t)$ представляет собой сумму единичных токовых импульсов с интервалами между максимумами не менее 20 нс. Скважность импульсов $J_p(t) \sim 10^8$, поэтому моменты возникновения единичных импульсов взаимосвязаны. Единственной причиной этой взаимосвязи является стимулирование последующего единичного разряда плазмой предыдущего через окружающее образец пространство.

Таким образом, окружающая плазма стимулирует выход накопленного в объеме диэлектрика избыточного электрического заряда. В случае плазмы высокой концентрации $N_i > 10^{16}$ м⁻³ присходит радиационно-стимулированный пробой приповерхностного слоя диэлектрика. При концентрации плазмы $N_i = 10^{11}$ м⁻³ пробоев в условиях эксперимента не обнаружено (участок D циклограммы на рис. 1).

Влияние изменения давления у поверхности образца, моделирующего наличие собственной внешней атмосферы КА, обусловленной газовыделением, работой микродвигателей и т. п., на равновесный потенциал φ_w иллюстрирует рис. 3. Такая атмосфера моделировалась изменением давления остаточного газа в камере или вдувом нейтрального газа у поверхности исследуемого образца. Подложка фрагмента панели СБ изолирована. Равновесный потенциал поверхности φ_w определялся при различных давлениях в вакуумной камере для каждого значения энергии электронов в пучке. Плотность тока в электронном пучке поддерживалась постоянной $j_e \approx 10^{-5}$ А·м⁻². Равновесный потенциал поверхности существенно уменьшается при $P \approx 10^{-2}$ Па. Этому давлению соответствует концентрация нейтрального газа в вакуумной камере $N_n \approx 2 \cdot 10^{18}$ м⁻³. Для плотности тока электрон-

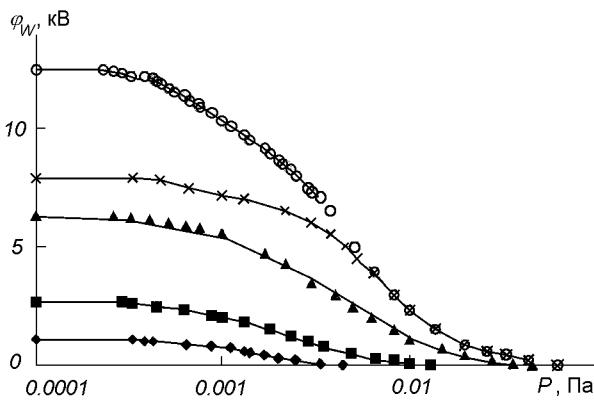


Рис. 3. Влияние давления в рабочей камере на равновесный потенциал поверхности фрагмента панели СБ: ромбы — $W_e = 10$ кэВ, квадратики — 15 кэВ, треугольники — 20 кэВ, крестики — 25 кэВ, кружки — 30 кэВ

ногого пучка $j_e = eN_eV_e = 10^{-5}$ А·м⁻² при энергии электронов $W_e = 10$ кэВ частота ионизации $\nu_e \approx 5 \cdot 10^{-7}$ с⁻¹, скорость генерации ионов $dN_i/dt \approx \approx 10^{12}$ м⁻³с⁻¹ [4]. Полученное значение скорости генерации ионов в окрестности рассматриваемого элемента поверхности можно принять за исходное при разработке систем активной плазменной защиты КА от радиационной электризации.

Концентрация положительных ионов низкотемпературной плазмы N_i , необходимой для реализации эффективной защиты облучаемого тела от электрорадиационного воздействия окружающей среды без инициирования радиационно-стимулированных пробоев, определяется из уравнения баланса токов

$$N_i \approx \frac{j_e(1 - \delta_r - \eta_e) - j_\nu}{(1 + \gamma_i)eV_{Si}}, \quad (36)$$

где δ_r , η_e , γ_i — коэффициенты отражения, вторичной электронной и ионно-электронной эмиссии, $V_{Si} = \sqrt{kT_e/M_i}$ — ионно-звуковая скорость потока низкотемпературной плазмы, j_ν — плотность фототока. Облучаемый образец рассматривается как единичный элемент поверхности. В пренебрежении вторично-эмиссионными процессами и воздействием ЭМИ (в тени Земли) соотношение (36) характеризует максимальные значения концентрации N_i^{\max} , необходимой для нейтрализации зарядов на поверхности образца практически любого диэлектрического материала при синхронном облучении пучком высокоэнергетических электронов и потоком положительных ионов низкотемпературной плазмы. При плотности тока пучка высокоенергетических электронов $j_e \approx 10^{-5}$ А·м⁻² и энергии $W_e \approx 10$ кэВ

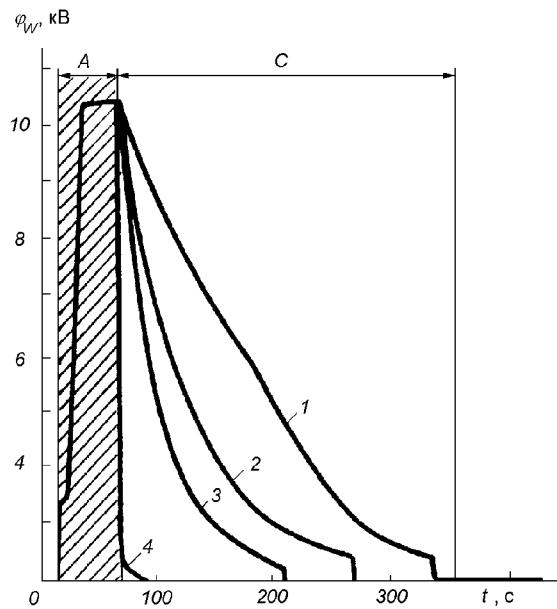


Рис. 4. Влияние плотности тока ионов на эффективность нейтрализации заряда образца из стеклопластика ВПС-7В: 1 — $N_i = 10^8$ м⁻³; 2 — 10^9 м⁻³; 3 — 10^{10} м⁻³; 4 — 10^{11} м⁻³

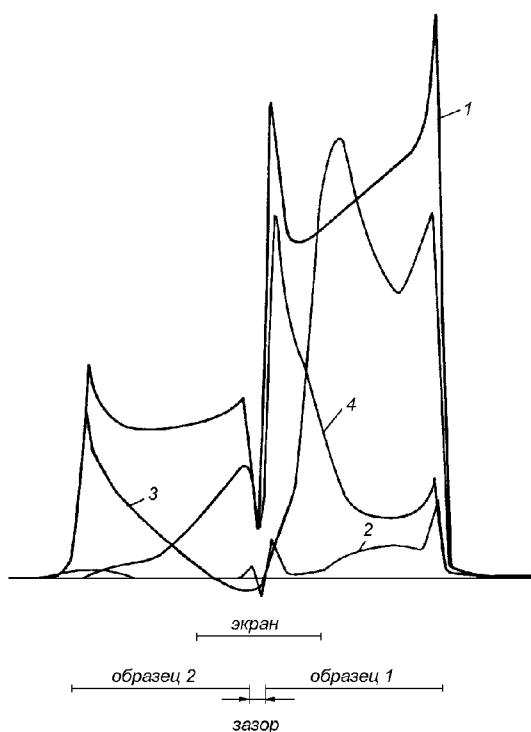


Рис. 5. Распределение напряженности электрического поля у структурно-неоднородной поверхности. Кривая 1 — распределение напряженности электрического поля у поверхности после облучения ее пучком электронов с энергией $W_e = 15$ кэВ и плотностью тока $j_e = 10^{-5}$ А·м⁻²; 2 — после нейтрализации заряда низкотемпературной плазмой; 3 и 4 — влияние частичного экранирования на накопление и нейтрализацию заряда

— $N_i^{\max} \approx 10^{10} \text{ м}^{-3}$. Найденное значение N_i^{\max} характеризует максимальную концентрацию плазмы, реализующей эффективную нейтрализацию заряда без инициирования радиационно-стимулированных пробоев на поверхности диэлектрика. Это подтверждают данные рис. 4. Кривая 1 иллюстрирует нейтрализацию заряда на поверхности стеклопластика ВПС-7 потоком положительных ионов с концентрацией $N_i = 10^8 \text{ м}^{-3}$; 2 — 10^9 м^{-3} ; 3 — 10^{10} м^{-3} ; 4 — 10^{11} м^{-3} . Полученное предельное значение N_i^{\max} соответствует оценкам [7] для КА в тени Земли — на авроральных и геополярных орбитах. Низкотемпературная плазма с концентрацией $N_i \approx 10^{10} — 10^{11} \text{ м}^{-3}$ является «мягким» эффективным средством защиты КА от электрорадиационного воздействия электронных потоков с $j_e \approx 10^{-4} — 10^{-6} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ в диапазоне энергий $W_e \approx 1 — 20 \text{ кэВ}$.

Для КА характерна структурно-геометрическая неоднородность поверхности, взаимная экранировка элементов конструкции. Это накладывает дополнительные особенности на протекание зарядно-разрядных процессов. Рис. 5 иллюстрирует распределение напряженности электрического поля у структурно-неоднородной поверхности, образованной образцами 1 и 2, размещенными с зазором 10 мм на изолированной подложке. Образец 1 — стеклопластик ВПС-7, покрытый белым токопроводным ТРП; образец 2 — углепластик КМУ-4Л, покрытый эмалью ХП-5237. Схема размещения образцов представлена с сохранением структурно-геометрической неоднородности, где в качестве элемента масштабирования выбран зазор между образцами. Размер зазора 10 мм определяется размером апертуры датчика — пространственной разрешающей способностью аппаратуры «Зонд—Заряд».

На облучаемой поверхности имеется пять особых точек, характеризующих геометрическую структуру облучаемой поверхности. Распределение напряженности электрического поля у поверхности отражает ее структурно-геометрическую неоднородность (кривые 1 и 2). Внесение экрана изменяет

геометрию облучаемой поверхности. Следствием этого является изменение распределения полей образцов 1 и 2 (кривые 3, 4).

Эффективность плазменной нейтрализации в значительной степени определяется структурой и геометрией облучаемой поверхности. Распределение электрического поля и его зависимость от структуры облучаемой поверхности подтверждает корректность моделирования в замкнутом объеме стенда электрорадиационного взаимодействия в системе «КА—окружающая среда» на орбите.

1. Альперт Я. Л., Гуревич А. В., Питаевский Л. П. Искусственные спутники в разреженной плазме. — М.: Наука, 1964.—384 с.
2. Антонов В. М., Пономаренко А. Г. Лабораторные исследования эффектов электризации космических аппаратов. — Новосибирск: Наука, 1992.—115 с.
3. Веников В. А. Теория подобия и моделирования. — М.: Высш. шк., 1976.—480 с.
4. Грановский В. Л. Электрический ток в газе. — М.: Гостехиздат, 1952.—432 с.
5. Громов В. В. Электрический заряд в облученных материалах. — М.: Энергоиздат, 1982.—112 с.
6. Шувалов В. А. Моделирование взаимодействия тел с ионосферой. — Киев: Наук. думка, 1995.—180 с.
7. Anderson P. C., Koons H. C. Spacecraft charging anomaly on a low-altitude satellite in an aurora // J. Spacecraft and Rockets.—1996.—33, N 5.—P. 734—738.
8. Furnis T. Space knockout // Flight Int.—1996.—150, N 4543.—P. 26—27.

SIMULATION OF RADIATIVE ELECTRIZATION OF SPACECRAFT IN THE IONOSPHERE AND MAGNETOSPHERE

V. A. Shuvalov, A. I. Priymak, and V. V. Gubin

Principles of the physical simulation of radiative electrization of spacecraft in the ionosphere and magnetosphere are formulated, methodology of this simulation is elaborated. The cyclogramas and impulses of high-voltage discharges which are detected are shown to carry complete information about electrophysical properties of materials. Efficiency of plasma neutralization of the radiation influence was found to depend on concentration of low-temperature plasma and structure of irradiated surface.

УДК 533.27

Система активной плазменной защиты космических аппаратов от электрорадиационного воздействия ионосфера и магнитосфера

В. А. Шувалов, А. И. Приймак, В. В. Губин, Н. М. Лазученков

Інститут технічної механіки НАНУ—НКАУ, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 06.02.98

Подается описание разработанной системы активного плазменного захисту космических аппаратов от радиационного воздействия излучениями ионизирующего излучения в геостационарных, высокогеополярных и высокомагнитных орбитах.

Проблема обеспечения электрорадиационной безопасности космических аппаратов и их систем при длительной эксплуатации на высокоэллиптических, геостационарных, высокомагнитных орбитах (в авроральной и геополярной областях) может быть решена с применением пассивных и активных методов защиты:

- metallизации всей наружной поверхности для предупреждения возникновения дифференциальной электризации;
- облучения элементов конструкции потоками низкотемпературной плазмы с концентрацией $N_i \geq 10^{10} \text{ м}^{-3}$.

Для реализации активной защиты необходимо создание специальной системы, состоящей из источника разреженной плазмы, средств определения и контроля зарядового состояния материалов наружной поверхности КА и функциональных элементов. В данной работе представлена система активной плазменной защиты космических аппаратов, предназначенных для эксплуатации на высокоэллиптических, геостационарных и высокомагнитных орбитах.

Элементами системы являются:

- инжектор положительных ионов потока низкотемпературной плазмы, работающий в режиме

тлеющего разряда;

- система измерения и контроля напряженности электрического поля у поверхности элементов конструкции КА (бортовая система «Зонд-Заряд» с датчиком, работающим по методу динамического конденсатора);
- система обратной связи и управления в цепи «датчик—инжектор»;
- система хранения и подачи газа, электропитания, пневмоавтоматики.

При разрядном токе $I_p \leq 0.1 \text{ А}$ и потребляемой электрической мощности не более 50 Вт инжектор обеспечивает на выходе поток мягкой аргоновой плазмы с концентрацией $N_i \sim 10^{11}—10^{13} \text{ м}^{-3}$ и энергией положительных ионов $W_i \leq 400 \text{ эВ}$. Инжектор высотой 0.3 м, расположенный на облучаемой поверхности, обеспечивает эффективную нейтрализацию электрического заряда на площади 3 м². С увеличением высоты размещения инжектора площадь облучаемой и «нейтрализуемой» поверхности увеличивается.

Внешний вид источника плазмы — газоразрядного инжектора (нейтрализатора) и генерируемые им в разных режимах плазменные образования приведены на рис. 1.

Катодом нейтрализатора служит цилиндрическая

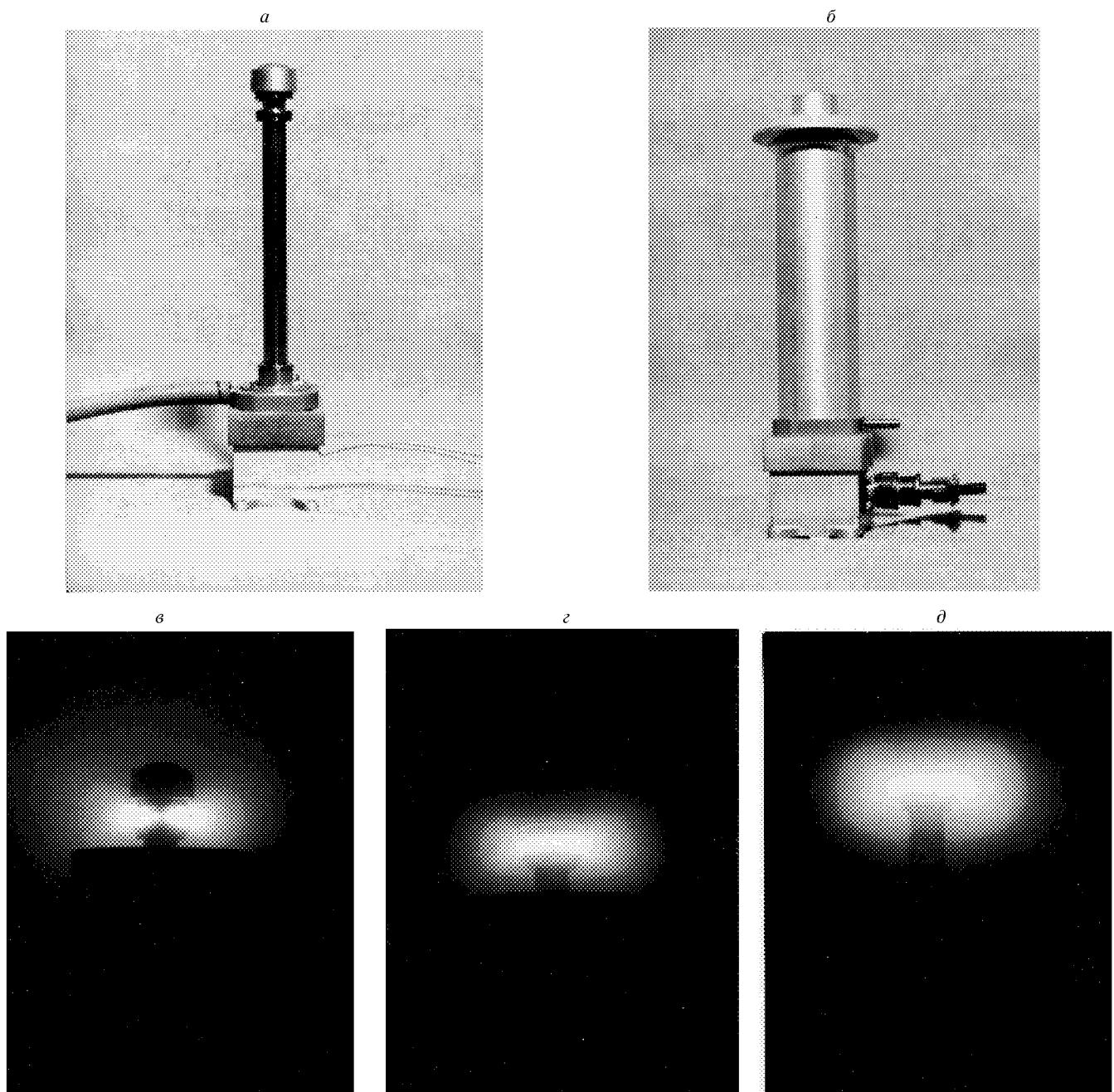


Рис. 1. Инжектор-нейтрализатор: *а* — без кожуха; *б* — с защитным кожухом; *в*, *г*, *д* — генерируемые плазменные образования

трубка с симметрично расположенными по окружности выходными отверстиями. Анод, выполненный в виде тонкого металлического стержня, расположен coaxially с катодом. В качестве рабочего тела используется практически любой газ.

При исследовании работоспособности газоразрядного нейтрализатора для диагностики плазменного потока использовалась система электрических зон-

дов. В качестве коллекторов тока применялись плоский зонд — диск диаметром 45 мм, а также кольцо радиусом 80 и высотой 10 мм.

Вольтамперные характеристики разряда в нейтрализаторе при стационарном и квазистационарном (с длительностью импульса включения $t_u \leq 400$ с) истечении ионов аргона, неона, азота, ксенона свидетельствуют об устойчивости разряда и посто-

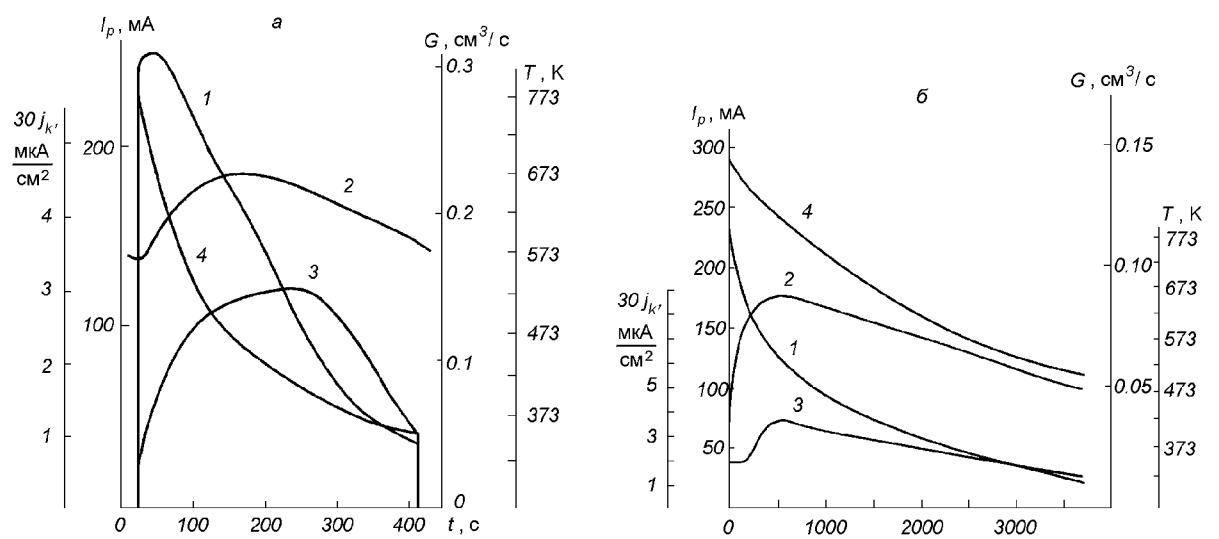


Рис. 2. Параметры разряда в инжекторе при истечении Ar из фиксированного объема: *а* — 80 см³; *б* — 2000 см³ (*1* — ток разряда; *2* — температура катода; *3* — плотность тока ионов; *4* — расход газа)

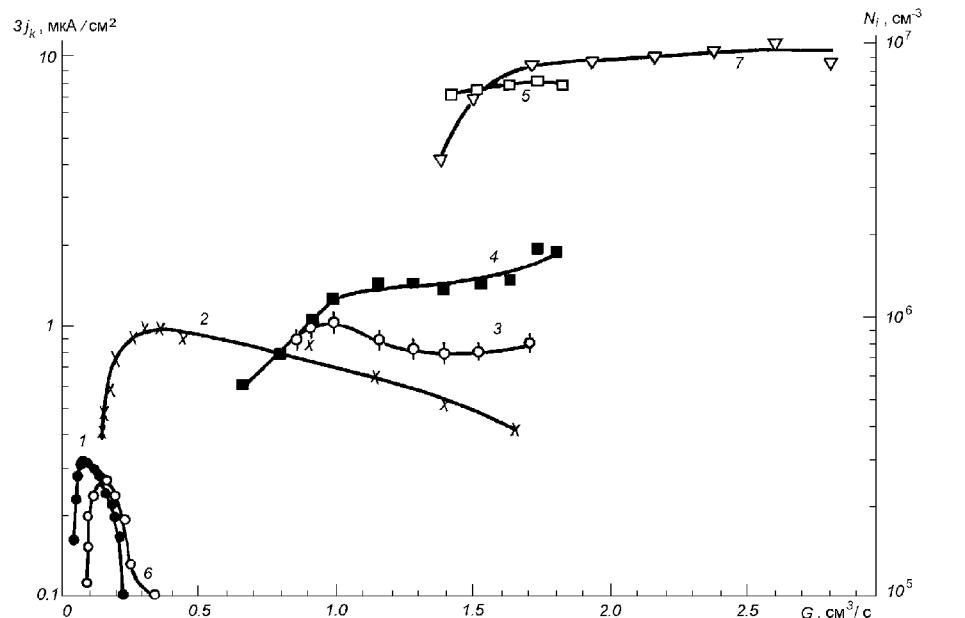


Рис. 3. Поток ионов на выходе инжектора

яности параметров в течении длительного времени.

Исследовались режимы работы инжектора при истечении газа из емкости с фиксированным объемом: 80 и 2000 см³. Характеристики разряда в инжекторе при квазистационарном истечении аргона (рис. 2) указывают на то, что максимум плотности ионного тока на выходе инжектора практически не зависит от длительности импульса при $t_u \geq 100$ с. Зависимости плотности тока и концентрации инжектируемых ионов от расхода газа при различных диаметрах выходных отверстий показа-

ны на рис. 3. Кривая 1 соответствует суммарной площади 20 отверстий 1.4 мм²; 2 — 4 мм²; 3 — 7.7 мм²; 4 — 12.7 мм²; 5 — 22.6 мм² (Ar); 6 — 1.4 мм²; 7 — 22.6 мм² (N_2). Данные рис. 3 указывают на практически постоянный выход ионов из инжектора при изменении диаметра выходных отверстий от 0.5 до 0.9 мм. Наиболее экономичным является режим инжекции через отверстия диаметром 0.5 мм. При этом запас Ar для непрерывной работы нейтрализатора в течение одного года не превосходит 50 кг. При сохранении расхода рабоче-

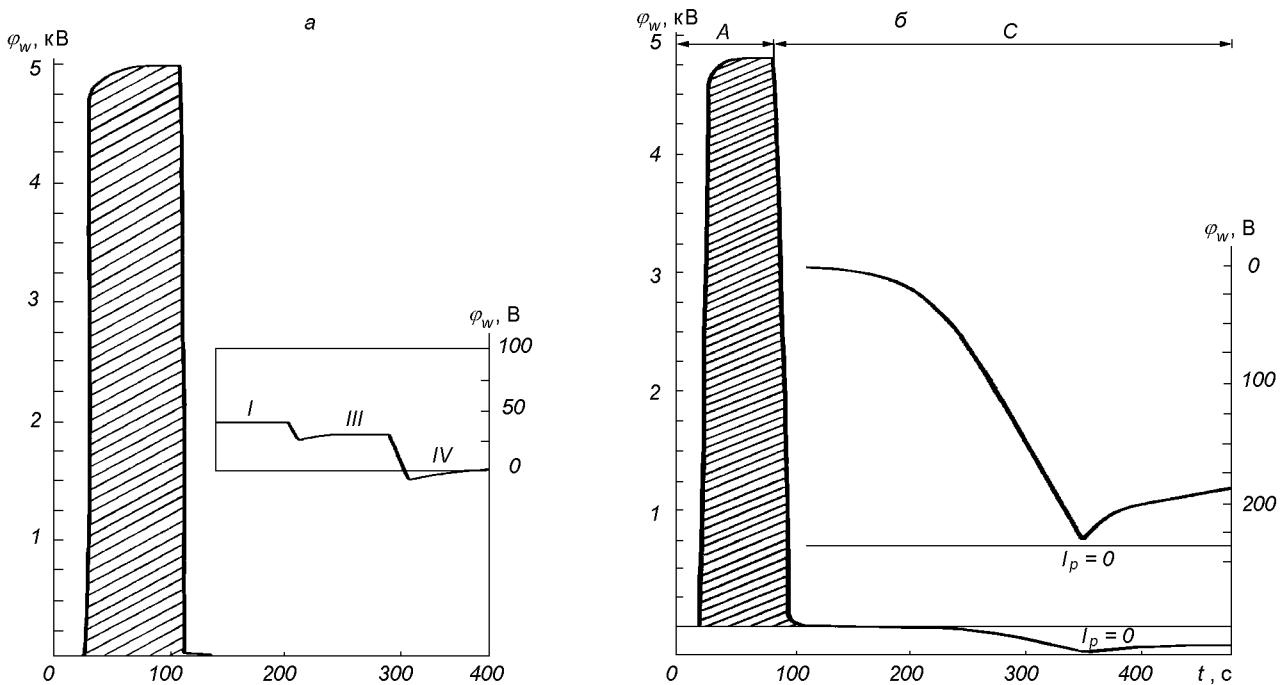


Рис. 4. Изменения потенциала φ_w поверхности образца при нейтрализации заряда: *a* — плазмоидами импульсного плазменного компенсатора; *б* — плазмой газоразрядного инжектора

го тела выход ионов практически не зависит от сорта газа.

Загрязняющим веществом для оптических систем и терморегулирующих покрытий КА является титан — материал катода, распыляемого в разряде ионами Ar^+ . Для формирования моноатомного слоя титана на элементе поверхности КА, расположенному на расстоянии 1 м от инжектора, в пренебрежении процессами десорбции требуется более трех лет непрерывной работы. Инжекция титана не является определяющей при формировании собственной внешней атмосферы КА.

Исследования электрорадиационной стойкости конструкционных материалов КА свидетельствуют о том, что наиболее эффективным средством нейтрализации поверхностных и объемных зарядов являются плазменные образования с концентрацией частиц $N \geq 10^{10} \text{ м}^{-3}$. Эффективность плазменной нейтрализации характеризуется величиной остаточного нескомпенсированного электрического заряда и зависит от факторов, определяющих динамику процесса [4]. Проводимость нейтрализующей плазмы должна обеспечивать минимум нескомпенсированного электрического заряда на поверхности. Высокая проводимость плазмы может привести к сильноточному режиму нейтрализации и вызвать радиационно-стимулированный пробой диэлектри-

ка [1]. Накопление диэлектриками электрического заряда в объеме материала накладывает ограничения на длительность процесса нейтрализации. Диэлектрики конструкционных материалов обладают свойством маскировки накопленного в объеме заряда [1, 4, 5]. После непродолжительного воздействия на поверхность заряженного материала потока холодной плазмы накопленный в объеме нескомпенсированный заряд «мигрирует» на свободную поверхность и проявляет себя внешним электрическим полем. Временной масштаб процессов релаксации для многих диэлектрических конструкционных материалов составляет десятки или сотни секунд. Это обусловлено тем, что у диэлектриков значения подвижности свободных носителей лежат в пределах от 10^{-7} до $10^{-4} \text{ м}^2 \text{В}^{-1} \text{s}^{-1}$, а подвижность с учетом захвата свободных носителей в объеме — на несколько порядков ниже [3].

Для нейтрализации электрического заряда, накопленного конструкционными материалами наружной поверхности КА, может быть использована стационарная и квазистационарная холодная плазма. Это иллюстрируют приведенные на рис. 4 данные сравнительных испытаний разработанного инжектора-нейтрализатора и импульсного плазменного компенсатора (ИПК) эрозионного типа с твердым диэлектриком в качестве рабочего тела (фто-

ропласт-4). Изолированный образец из осветленного АМгб, покрытого грунтом ВЛ-2 и белой эмалью КО-5191 (3 слоя) заряжался пучком электронов с плотностью тока $j_e = 2 \cdot 10^{-6} \text{ А} \cdot \text{м}^{-2}$ и энергией $W_e = 15 \text{ кэВ}$. Изменение потенциала поверхности φ_w во времени при нейтрализации плазмоидами ИПК иллюстрирует рис. 4, а. Заряженную поверхность образца облучал плазмоид с концентрацией положительных ионов $N_i = 8 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$, массовой скоростью $V_i = 1.6 \cdot 10^4 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ и длительностью импульса облучения $t \approx 5 \cdot 10^{-5} \text{ с}$. После первого облучения в образце есть остаточный нескомпенсированный заряд. Этот заряд нейтрализуют дополнительные импульсы II, III, IV. Первый импульс ИПК обеспечивает сильноточный режим нейтрализации с развитием радиационностимулированного пробоя с характерным СВЧ-излучением в диапазоне 8–12 ГГц. Газоразрядный инжектор-нейтрализатор обеспечивает «мягкую» нейтрализацию аккумулированного образцом электрического заряда (рис. 4, б). В этом случае радиационно-стимулированные пробы не зарегистрированы. На рис. 4, б в увеличенном масштабе показано изменение во времени потенциала поверхности φ_w при работающем газоразрядном инжекторе. Данные рис. 4, б подтверждают эффективность нейтрализации поверхностных и объемных зарядов квазистационарными плазменными потоками.

Аккумуляция заряда эквивалентна процессу заряжения некоторого электрического конденсатора. В таблице приведены значения удельной емкости $C_{уд}$ и предпробойного удельного заряда $Q_{уд}$ некоторых диэлектрических конструкционных материалов наружных поверхностей КА.

Эксплуатационный режим системы активной плазменной защиты предполагает настройку канала обратной связи «датчик—инжектор» по уровню беспробойного потенциала — напряженности электрического поля у поверхности элемента конструкции КА, при превышении которого по сигналу датчика включается инжектор. Длительность импульса инжекции определяется зарядно-разрядными процессами на поверхности материала элементов конструкции КА, скоростью нейтрализации поверхностных и объемных зарядов и для материалов таблицы составляет 10–100 с.

Для бортовой системы «Зонд-Заряд» апертура измерительного канала датчика $d = 5 \text{ мм}$ при наличии плазменного образования при потенциалах поверхности $\Phi_w = |e\varphi_w/kT_e| \leq 20$ вносит существенные искажения в выходной сигнал и увеличивает погрешность метода измерения и контроля напряженности электрического поля (e — элементарный заряд, k — постоянная Больцмана, T_e —

Электрофизические свойства некоторых конструкционных материалов

Материал	$C_{уд}, \Phi \cdot \text{м}^{-2}$	$Q_{уд}, \text{Кл} \cdot \text{м}^{-2}$
Стеклопластики	$(1-3) \cdot 10^{-7}$	$\sim 10^{-3}$
Защитное покрытие СБ (К-208)	$(4-5) \cdot 10^{-7}$	$(4-6) \cdot 10^{-4}$
ЭВТИ (ТСОН-СОТ+ПЭТФ)	$\sim 10^{-6}$	$\sim 10^{-3}$
Аримидные ткани	$(1-2) \cdot 10^{-6}$	$(2-3) \cdot 10^{-3}$
Углепластики	$(1-3) \cdot 10^{-6}$	$(1-2) \cdot 10^{-3}$

температура электронов плазменного образования). Это обусловлено конструкцией датчика и, как следствие, неоднородным распределением электрического поля у элементов его поверхности. Значение $\Phi_w \approx -20$ является граничным. Доверительный диапазон аппаратуры «Зонд-Заряд» в высокоскоростном ($V_\infty = 8 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$) потоке разреженной плазмы охватывает область высоких отрицательных потенциалов поверхности тела $\Phi_w < -20$. В области «плавающих» потенциалов поверхности ($\Phi_w > -20$) возможность применения аппаратуры определяется соотношение $\lambda_d > 10d$, где λ_d — дебаевский радиус невозмущенной плазмы.

1. Антонов В. М., Пономаренко А. Г. Лабораторные исследования эффектов электризации космических аппаратов. — Новосибирск: Наука, 1992.—115 с.
2. Бургасов М. П., Безнос И. А., Графодатский О. С. и др. Нейтрализация потенциала космического аппарата потоками холодной плазмы // Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца. — М.: Наука, 1992.—Вып. 87.—С. 67—82.
3. Гросс Б. Формирование заряда и поляризационные эффекты, вызванные действием излучения // Электреты. — М.: Мир, 1983.—С. 271—356.
4. Шувалов В. А., Приымак А. И., Губин В. В., Токмак Н. А. Нейтрализация высоковольтных зарядов на поверхности диэлектрика потоками плазмы и электромагнитного излучения // Физика плазмы и плазменные технологии (ФППТ-2): Матер. II междунар. конф., Минск, 15—19 сентября 1997 г. — Минск: ИМАФ НАН Беларуси, 1997.—Т. 3.—С. 432—435.
5. Ягушкин Н. И., Графодатский О. С., Ислеев Ш. Н. и др. Радиационноэлектрические явления в диэлектрических материалах КА при электризации // Исслед. по геомагнетизму, аэрономии и физ. Солнца.—1989.—Вып. 86.—С. 131—180.

ACTIVE PLASMA PROTECTION OF SPACECRAFT FROM ELECTRORADIATION INFLUENCE OF THE IONOSPHERE AND MAGNETOSPHERE

V. A. Shuvalov, A. I. Priymak, V. V. Gubin, and N. M. Lazuchenkov

We describe a system developed for the active plasma protection of spacecraft from radiation influence of the outer space at geostationary, high-elliptic, and high-latitude orbits.

УДК 550.388.2

Нелинейный нижнегибридных механизм волн в генерации космической плазме

А. К. Юхимук¹, В. Н. Федун², В. А. Юхимук³,
О. Г. Фалько², Е. К. Сиренко¹

¹Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

²Київський університет імені Тараса Шевченка

³Лос-Аламоська Національна лабораторія, Лос-Аламос, США

Надійшла до редакції 03.03.98

Запропоновано новий нелінійний механізм генерації кінетичних альвенівських хвиль (КАХ) та нижньогибридних хвиль (НГХ) у однорідній замагнічений плазмі з малим плазмовим параметром ($\beta = 8\pi nT/B_0^2 < 1$). Як механізм генерації розглянута параметрична нестійкість, де хвилею накачки є вістлеровська мода. На основі дворідинної магнітної гідродинаміки отримано нелінійне дисперсійне рівняння для КАХ та НГХ. З комбінації цих двох рівнянь отримано нелінійне дисперсійне рівняння, яке описує трихвильову взаємодію. Отримано інкремент нестійкості і порогове значення для амплітуди хвиль накачки. Показано, що врахування кінетичних ефектів в альвенівських хвильях (скінченності ларморівського радіуса іонів та інерційної електронної довжини) суттєво впливає на параметричну взаємодію хвиль. Відомо, що вістлерівські моди використовуються для додаткового нагрівання плазми. Ідея нагрівання плазми за допомогою параметричного розпаду полягає в тому, щоб передати енергію плазмі (накачати енергію за допомогою хвиль). Виявляється, що часто продукти розпаду хвиль накачки можуть ефективніше поглинатися плазмою, ніж хвилі накачки. Так, КАХ ефективно взаємодіють з частками плазми і нагрівають її. НГХ ефективно взаємодіють з іонами та збільшують їхню перпендикулярну до зовнішнього магнітного поля енергію. Вони можуть бути відповідальними за прискорення важких іонів. Отримані нами результати використовуються для аналізу експериментальних даних в космічній плазмі.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время существует достаточное количество данных наблюдений о существовании нелинейного взаимодействия различного типа колебаний и волн в ионосферной и космической плазме. Считается, что большую роль в процессе нелинейного взаимодействия волн играет параметрическое трехвольновое взаимодействие. Поэтому параметрическому взаимодействию волн уделяется большое внимание [2, 5, 9, 11, 13, 16]. В частности, в

работе [14] был изучен процесс распада НГВ на вистлер и КАВ. В работе [9] рассмотрен распад вистлера на НГВ и бернштейновскую моду. В работе [11] изучен процесс распада верхнегибридной волны на нижнегибридную и электромагнитную волны. Теоретические результаты [11] использованы в [10] для объяснения природы сдвинутого вниз максимума (DM), а в [15] — для объяснения стимулированного электромагнитного излучения в ионосферной плазме. Одним из наиболее распространенных типов волн в ионосферной и космической

плазме являются вистлеры. Причиной их возникновения могут быть молнии, потоки частиц, анизотропное распределение частиц по скоростям, нелинейные процессы, протекающее в космической плазме. При благоприятных условиях вистлеры могут проникать из одного полушария Земли в другое и быть зарегистрированы в магнитосопряженных точках наземными приборами или при помощи спутников. Одновременно с вистлерами в магнитосфере Земли наблюдаются и НГВ [1]. Поскольку НГВ являются электростатическими волнами, на Земле они не могут быть зарегистрированы. В работах [3, 6, 8, 12] сообщается, что НГВ неоднократно фиксировались во время спутниковых экспериментов. Считается, что часть НГВ, которые называются триггерным нижнегибридным излучением, связаны с появлением вистлеров в магнитосфере Земли [4, 6, 12]. Как следует из названия, их появление обусловлено вистлерами, которые играют роль триггерного механизма. Однако, несмотря на большое количество данных наблюдений, механизм связи нижнегибридного излучения с вистлерами до сих пор не получил удовлетворительного объяснения. В данной работе предложен нелинейный механизм генерации НГВ с помощью вистлеров. Рассмотрена параметрическая неустойчивость, в результате которой вистлер распадается на нижнегибридную и кинетическую альвеновскую волну:

$$W = UHW + KAW$$

Предполагается, что в однородной замагниченной плазме ($B_0 = B_0 \mathbf{e}_z$) распространяется вистлеровская волна накачки:

$$\mathbf{E}_0 = (E_{0x} \mathbf{e}_x + E_{0y} \mathbf{e}_y) e^{i\Psi_0} + \text{k. с.}, \quad (1)$$

где

$$\Psi_0 = -\omega_0 t + k_{0x}x + k_{0z}z,$$

$$\omega_0 = (k_0^2 c^2 / \omega_{pe}^2) \omega_{Be} |\cos \theta|,$$

которая распадается на кинетическую альвеновскую и нижнегибридную волну, θ_0 — угол между волновым вектором \mathbf{k}_0 и внешним магнитным полем \mathbf{B}_0 . Вистлеровская мода является правополяризованной электромагнитной волной, для которой $E_y/E_x = i$. Предполагается, что при этом выполняются условия синхронизма волн:

$$\omega_0 = \omega + \omega_1, \mathbf{k}_0 = \mathbf{k} + \mathbf{k}_1, \quad (2)$$

где ω_0 , \mathbf{k}_0 — частота и волновой вектор вистлеровской волны накачки, ω , \mathbf{k} — частота и волновой вектор кинетической альвеновской волны, ω_1 , \mathbf{k}_1 — частота и волновой вектор нижнегибридной волны. При этом все волновые векторы расположены в плоскости XZ .

ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ

Для описания нелинейного трехволнового взаимодействия будем пользоваться двухжидкостной магнитной гидродинамикой:

$$\frac{\partial \mathbf{v}_\alpha}{\partial t} = \frac{1}{m_\alpha} (e_\alpha \mathbf{E} + \mathbf{F}_\alpha) + [\mathbf{v}_\alpha \times \omega_{B\alpha}] - \frac{T_\alpha}{m_\alpha n_\alpha} \nabla n_\alpha, \quad (3)$$

$$\frac{\partial n_\alpha}{\partial t} + \nabla(n_\alpha \mathbf{v}_\alpha) = 0, \quad (4)$$

$$\nabla \times \mathbf{B} = \frac{4\pi}{c} \mathbf{j} + \frac{1}{c} \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}, \quad (5)$$

$$\nabla \times \mathbf{E} = -\frac{1}{c} \frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t}, \quad (6)$$

$$\nabla \times \mathbf{E} = 4\pi\rho, \quad (7)$$

где

$$\mathbf{j} = e(n_i \mathbf{v}_i - n_e \mathbf{v}_e), \quad \rho = e(n_i - n_e),$$

$$\mathbf{F}_\alpha = \frac{e_\alpha}{c} (\mathbf{v}_\alpha \times \mathbf{B}) - m_\alpha (\mathbf{v}_\alpha \nabla) \mathbf{v}_\alpha.$$

Здесь индекс $\alpha = i, e$ соответствует ионному и электронному компонентам плазмы.

Плотность электронов и их скорости, электрическое и магнитное поля представим в виде сумм:

$$\begin{aligned} n_e &= n_0 + n_A + n_1, \\ \mathbf{v}_e &= \mathbf{v}_0 + \mathbf{v}_A + \mathbf{v}_1, \\ \mathbf{E} &= \mathbf{E}_0 + \mathbf{E}_A + \mathbf{E}_1, \\ \mathbf{B} &= \mathbf{B}_0 + \mathbf{B}_A, \end{aligned} \quad (8)$$

где n_0 — среднее равновесное значение плотности плазмы, индекс «0» в выражениях для \mathbf{v}_e и \mathbf{E} обозначает величины, связанные с волной накачки, а индексы «A» и «1» — величины, связанные с КАВ и НГВ соответственно.

ДИСПЕРСИОННОЕ УРАВНЕНИЕ ДЛЯ АЛЬВЕНОВСКИХ ВОЛН

Поскольку альвеновские волны являются медленными, дисперсионное уравнение можно получить воспользовавшись плазменным приближением:

$$n'_i = n'_e, \quad (9)$$

где n'_i и n'_e — возмущение плотности ионов и электронов.

Из уравнений движения и непрерывности для ионов и электронов находим выражения для n'_e и

n'_i , которые можно представить в виде:

$$\frac{n'_e}{n_0} = \left(1 - \frac{v_f^2}{v_{Te}^2}\right)^{-1} \frac{e}{T_e} \times \\ \times \left[\varphi - A + \frac{k_x \omega}{ek_z^2 \omega_{Be}} \left(i \frac{\omega}{\omega_{Be}} F_x + F_y \right) + \frac{F_z}{iek_z} \right], \quad (10)$$

$$\frac{n'_i}{n_0} = - \frac{e}{T_e} \frac{\mu_i}{1 + \mu_i} \left(\varphi + \frac{\omega_{Be}^2 k_z^2}{\omega^2 k_x^2} A \right), \quad (11)$$

где $A = \frac{\omega}{k_z c} A_z$, $\mu_i = k_x^2 \rho_i^2$, $v_f = \frac{\omega}{k_z}$, $\rho_i = V_{Ti}/\omega_{Bi}$ — ионный ларморовский радиус, φ — скалярный потенциал, A_z — z -составляющая векторного потенциала электромагнитного поля волны, v_f — фазовая скорость волны.

Выражение для возмущения плотности электронов можно также получить, если воспользоваться z -й составляющей закона Ампера:

$$-\Delta A_z = - \frac{4\pi e}{c} (n_i v_i - n_e v_e)_z \quad (12)$$

и z -й составляющей уравнения движения для электронов.

Учитывая, что электрический ток вдоль направления внешнего магнитного поля определяется в основном электронами, получим:

$$\frac{n'_e}{n_0} = \frac{e}{T_e} \left[\varphi - A(1 + \chi_e) + \frac{F_z}{iek_z} \right], \quad (13)$$

где $\chi_e = k_x^2 \delta_e^2$, $\delta_e = c/\omega_{pe}$ — электронная инерционная длина.

Приравнивая выражения (10) и (13), получим:

$$A = \left[1 + \left(1 - \frac{v_f^2}{v_{Te}^2} \right) \frac{t\mu_i}{1 + \mu_i} \right] + Q_{NL}, \quad (14)$$

где

$$Q_{NL} = \frac{k_x \omega}{ek_z^2 \omega_{Be}} \left(i \frac{\omega}{\omega_{Be}} F_x + F_y \right) + \frac{F_z}{iek_z},$$

$$\mathbf{F}_j = - \frac{e}{c} (\mathbf{v}_e \times \mathbf{B})_j - m_e (\mathbf{v}_e \nabla) \mathbf{v}_j,$$

$$j = x, y, z, \quad t = T_e/T_i.$$

Здесь пондеромоторная сила F_j определяется взаимодействием волны накачки и НГВ. Подставляя (11) и (13) в (9), находим

$$A = \frac{1 + (1 + t)\mu_i}{(1 + \chi_e)(1 + \mu_i)} \varphi + \frac{F_z}{iek_z(1 + \chi_e)}. \quad (15)$$

Приравнивая выражения (14) и (15), получим

$$\varepsilon_A \varphi = P_{NL}, \quad (16)$$

где

$$\begin{aligned} \varepsilon_A &= \omega^2 - k_z^2 v_A^2 \frac{1 + (1 + t)\mu_i}{(1 + \chi_e)}, \\ P_{NL} &= \frac{k_z^2 v_A^2 (1 + \mu_i)}{\chi_e} \times \\ &\times \left[\frac{k_x \omega}{ek_z^2 \omega_{Be}} \left(i \frac{\omega}{\omega_{Be}} F_x + F_y \right) + \frac{\chi_e F_z}{iek_z(1 + \chi_e)} \right]. \end{aligned} \quad (17)$$

Из уравнения движения для электронов находим компоненты скорости электронов в поле вистлеровской волны накачки:

$$v_{0x} = - i \frac{e E_{0x}}{m_e(\omega_0 - \omega_{Be})}, \quad v_{0y} = \frac{e E_{0x}}{m_e(\omega_0 - \omega_{Be})}, \quad (18)$$

а из уравнения (4) — компоненты магнитного поля волны накачки:

$$b_{0x} = - i \frac{ck_{0z}}{\omega_0} E_{0x}, \quad b_{0y} = \frac{ck_{0z}}{\omega_0} E_{0x}. \quad (19)$$

Компоненты скорости в поле НГВ находим из уравнения движения для электронов:

$$\begin{aligned} v_{1x} &= - \frac{ek_{1x}\omega_1\varphi_1}{m_e(\omega_1^2 - \omega_{Be}^2)}, \quad v_{1y} = - i \frac{ek_{1x}\omega_{Be}\varphi_1}{m_e(\omega_1^2 - \omega_{Be}^2)}, \\ v_{1z} &= - \frac{ek_{1z}\varphi_1}{m_e\omega_1}. \end{aligned} \quad (20)$$

Используя выражения (18)–(20), из (16), (17) находим дисперсионное уравнение для альвеновской волны:

$$\varepsilon_A \varphi = \mu_A (E_{0x} \varphi_1^*), \quad (21)$$

где μ_A — коэффициент связи:

$$\mu_A = i \frac{e}{m_i} \frac{\omega}{\omega_0} \frac{k_{0z} k_{1x}}{k_z \omega_0 \omega_{Be}}. \quad (22)$$

При отсутствии волны накачки из (21) следует закон дисперсии для КАВ:

$$\omega^2 = k_z^2 v_A^2 \frac{1 + (1 + t)\mu_i}{1 + \chi_e}. \quad (23)$$

ДИСПЕРСИОННОЕ УРАВНЕНИЕ ДЛЯ НГВ

Дисперсионное уравнение для НГВ найдем из уравнения Пуассона:

$$\Delta \varphi_1 = - 4\pi e (n'_i - n'_e). \quad (24)$$

Выражения для n'_i и n'_e находим из уравнения движения (3) и уравнения непрерывности (4):

$$n'_1 = \frac{en_0}{m_i} \left(\frac{k_{1x}^2}{\omega_1^2 - \omega_{Be}^2} + \frac{k_{1z}^2}{\omega_1^2} \right) \varphi_1, \quad (25)$$

$$\begin{aligned} n'_e = & \frac{en_0}{m_e} \left(\frac{k_{1x}^2}{\omega_1^2 - \omega_{Be}^2} + \frac{k_{1z}^2}{\omega_1^2} \right) \varphi_1 - \frac{n_0}{m_e} \frac{k_{1x}^2 \omega_{Be}}{\omega_1(\omega_1^2 - \omega_{Be}^2)} \times \\ & \times \left[i \frac{\omega_1}{\omega_{Be}} F_{1x} + F_{1y} + i \frac{k_{1z}}{k_{1x}} \frac{(\omega_1^2 - \omega_{Be}^2)}{\omega_1 \omega_{Be}} F_{1z} \right], \end{aligned} \quad (26)$$

где компоненты пондеромоторной силы $F_{1\alpha}$ ($\alpha = x, y, z$) определяются взаимодействием волны накачки и альвеновской волны. Из (24)–(26) находим дисперсионное уравнение для НГВ:

$$\varepsilon_1 \varphi_1 = \mu_1 (E_{0x} \varphi^*), \quad (27)$$

где коэффициент связи μ_1 определяется выражением

$$\mu_1 = -i \frac{e}{T_e} \frac{\omega_1}{1 + \omega_{pe}^2/\omega_{Be}^2} \frac{\omega_{pe}^2}{\omega_{Be}} \frac{k_{0z} v_A}{k_{1x} \omega_0} \mu_S.$$

При отсутствии волны накачки из дисперсионного уравнения (27) легко получить закон дисперсии для НГВ в линейном приближении:

$$\omega_1^2 = \frac{\omega_{pi}^2}{1 + \omega_{pe}^2/\omega_{Be}^2} \left(1 + \frac{m_i}{m_e} \frac{k_{1z}^2}{k_{1x}^2} \right). \quad (28)$$

НЕЛИНЕЙНОЕ ДИСПЕРСИОННОЕ УРАВНЕНИЕ ДЛЯ ТРЕХВОЛНОВОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

Из комбинации уравнений (21) и (27) находим дисперсионное уравнение, описывающее трехволновое взаимодействие (распад вистлера на КАВ и НГВ):

$$\varepsilon_A \varepsilon_1^* \varphi_1 = \mu_A \mu_1^* |E_{0x}|^2. \quad (29)$$

Полагая в (29) $\omega = \omega_r + i\gamma_1$, $\omega_1 = \omega_{1r} + i\gamma_1$ (где $|\gamma| \ll \omega_r, \omega_{1r}$) и разлагая ε_A и ε_1^* в ряд Тейлора, получим выражение для инкремента развития неустойчивости:

$$\gamma^2 = \frac{\mu_A \mu_1^* |E_{0x}|^2}{\frac{\partial \varepsilon_A}{\partial \omega} \frac{\partial \varepsilon_1^*}{\partial \omega_1}} \Bigg|_{\substack{\omega = \omega_r \\ \omega_1 = \omega_{1r}}} , \quad (30)$$

где ω_r и ω_{1r} определяются из уравнений

$$\varepsilon_A(\omega_r, k) = 0, \quad \varepsilon_1(\omega_{1r}, k_1) = 0. \quad (31)$$

Подставляя значения коэффициентов связи μ_A и μ_1^* и производных

$$\frac{\partial \varepsilon_A}{\partial \omega} = 2\omega, \quad \frac{\partial \varepsilon_1^*}{\partial \omega_1} = 2\omega_1$$

и коэффициентов связи в уравнение (30), получим:

$$\gamma \approx \frac{\sqrt{W}}{2} \left(\frac{m_i}{m_e} \right)^{1/2} \left(\frac{k_{0z} k_{1x}}{k_z k_x} \frac{k_{0z} v_A}{\omega_{Be}} \mu_S \right)^{1/2} \omega_{pe}, \quad (32)$$

где

$$W = \frac{|E_{0x}|^2}{4\pi n_0 T_e}.$$

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Рассмотренные нами процессы могут происходить в ионосферной и космической плазме. В частности, данные спутниковых наблюдений [4] указывают на тесную связь НГВ и вистлеров. Причем характерной особенностью для этого явления является то, что возбуждение НГВ происходит за счет вистлеров. Заметим, что инкремент развития неустойчивости пропорционален кинетической добавке в дисперсионном уравнении для альвеновских волн. Поэтому рассмотренный процесс обусловлен учетом кинетических эффектов в альвеновских волнах. Кроме этого, инкремент развития неустойчивости пропорционален $|\cos \theta|$. Поэтому он будет достигать максимального значения при $\theta \rightarrow 0$.

Оценим инкремент развития неустойчивости для верхней ионосферы. На высотах порядка 10^3 – 10^4 км электронная и ионная температура порядка 1 эВ, электронная плотность приблизительно равна 10^3 см $^{-3}$. Электронная ленгмюровская частота составляет $\omega_{pe} \approx 10^7$ с $^{-1}$. При $E_{0x} \approx 1 \mu B/m$, получим $W \approx 10^7$. Используя условия синхронизма волн, получим $\gamma \approx 50$ с $^{-1}$. Довольно большой инкремент развития неустойчивости указывает на то, что рассмотренный процесс может быть эффективным. Следовательно, представленная параметрическая неустойчивость может являться механизмом генерации нижнегибридного излучения.

1. Сажин С. С. Естественное радиоизлучение в магнитосфере Земли. — М.: Наука, 1982.—155 с.
2. Юхимук А. К., Федун В. Н., Юхимук В. А. и др. Нелинейное взаимодействие альвеновских и ионно-звуковых волн в магнитоактивной плазме // Космічна наука і технологія.—1996.—2, № 3/4.—С. 44—48.
3. Barrington R. E., Berlose G. S. Preliminary results from the very-low-frequency receiver on board Canadian Alouette satellite // Nature.—1963.—198.—P. 651—656.
4. Bell T. F., Inan U. S., Lauben D., et al. DE-1 and COSMOS 1809 observations of lower hybrid waves excited by VLF whistler mode waves // Geophys. Res. Lett.—1994.—21, N 8.—P. 653—656.
5. Berger R. L., Chen L. Excitation of fast waves by slow waves near the lower-hybrid frequency // Phys. Fluids.—1976.—19.—P. 1392—1399.
6. Brice N. M., Smith R. L. Recordings from satellite Alouette-2-A very low frequency plasma resonance // Nature.—1964.—203.—P. 926—927.

7. Bujarbarua S., Shukla P. K. Excitation of ULF and VLF waves in the ionosphere // *Planet Space Sci.*—1980.—28.—P. 1051—1058.
8. Gurnett D. A. A satellite study of VLF hiss // *J. Geophys. Res.*—1966.—71, N 23.—P. 5599—5615.
9. Guha S., Sarkar R. Parametric decay of a whistler wave at the difference frequency of two electromagnetic waves in a plasma // *J. Plasma Physics*.—1991.—47, N 1.—P. 115—123.
10. Leyser T. B. Parametric interaction between hybrid and low hybrid waves in heating experiments // *Geophys. Res. Lett.*—1991.—18, N 3.—P. 408—411.
11. Murtaza G., Shukla P. K. Nonlinear generation of electromagnetic waves // *J. Plasma Phys.*—1984.—31.—P. 423—436.
12. Scarf F. L., Fredrics R. W., Smith E. J. et al. OGO-5 observations of LHR noise emissions and whistlers near the plasmapause at several Earth radii during a large magnetic storm // *J. Geophys. Res.*—1972.—77, N 10.—P. 1776—1793.
13. Shukla P. K., Stenflo L. Nonlinear Alfvén waves // *Physica Scripta*.—1995.—60.—P. 32—35.
14. Shukla P. K., Mamedow M. A. Nonlinear decay of a propagating lower-hybrid wave in a plasma // *J. Plasma Physics*.—1978.—19, N 1.—P. 87—96.
15. Stenflo L. Simulated scattering of large amplitude waves in the ionosphere // *Physica Scripta*.—1990.—30.—P. 166—169.
16. Yukhimuk A. K., Kotsarenko N. Ya., Yukhimuk V. A. Nonlinear interaction of Alfvén waves in solar atmosphere // Study of the Solar-Terrestrial system: Proc. 26th ESLAB Symp. Killarny, 16—19 june 1992. — Noordwijk, 1992.—P. 337—341.

NONLINEAR MECHANISM OF THE GENERATION OF LOWER HYBRID WAVES IN COSMIC PLASMAS

**A. K. Yukhimuk, V. N. Fedun, V. A. Yukhimuk,
O. G. Fal'ko, and E. K. Sirenko**

A new nonlinear mechanism of the generation of kinetic Alfvén waves and lower hybrid waves in magnetized plasma with a small plasma parameter ($\beta = 8\pi nT/B_0^2 \ll 1$) is investigated. The parametric instability, where the whistler wave is the pumping wave, is considered as the generation mechanism. Two-fluid magnetohydrodynamics is used for describing the nonlinear parametric interaction of waves. A nonlinear dispersion equation for the coupling of the lower hybrid and kinetic Alfvén waves is found. We determined also the instability growth rate γ and the amplitude threshold value for the pump wave. The investigation suggests that taking into account the kinetic effects in the Alfvén waves (the finite ion Larmour radius and the electron inertia length) is essential for parametric interaction of waves. It is well known that whistlers modes are used for additional plasma heating. The idea of plasma heating through the parametric decay implies that the energy is transmitted to plasma from waves. Very often the products of the decay can be absorbed more effectively than the pump wave itself. Thus the kinetic Alfvén waves interact actively with plasma particles and heat the plasma. The lower hybrid waves also interact actively with ions and increase their energy component perpendicular to the external magnetic field. They may be responsible for the temperature anisotropy and acceleration of heavy ions. Our results are used for analyzing experimental data for cosmic plasmas.

УДК 621.396

Концепция создания системы навигационного обеспечения Украины

**А. П. Верещак¹, В. В. Пискорж¹, А. А. Жалило¹,
В. А. Литвинов², К. Ф. Волох²**

¹Науково-дослідний інститут радіовимірювань, Харків

²Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 28.04.98

Представлена концепция построения национальной системы координатно-временного обеспечения по сигналам спутниковых радионавигационных систем GPS и ГЛОНАСС. Определен круг задач, приоритетные направления развития и рынок услуг системы. Приведено обоснование выбора принципа построения и ожидаемые характеристики системы навигационного обеспечения Украины.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

Радионавигационная и время-частотная техника обеспечивает решение множества насущных народнохозяйственных, оборонных и научных задач. Ее созданию уделяется большое внимание во всех развитых странах. Однако имеющиеся в настоящее время в Украине средства навигации и единого времени морально и физически устарели и не удовлетворяют возросшим требованиям потребителей.

В настоящее время специалисты активно обсуждают пути реализации навигационного обеспечения гражданских и военных потребителей Украины. Некоторые из результатов этих обсуждений нашли свое отражение в предложениях ряда организаций Минпромполитики Украины. В соответствии с этими предложениями перспективное навигационное обеспечение, удовлетворяющее запросам всех потребителей Украины, целесообразно базировать на использовании глобальных навигационных полей, создаваемых среднеорбитальными спутниковыми радионавигационными системами (СРНС) GPS и ГЛОНАСС.

Вместе с тем при таком подходе качество навигационного обеспечения большинства потребителей

ставится в определенную зависимость от политики военных ведомств США и России, которые развернули и контролируют СРНС GPS и ГЛОНАСС и определяют политику их использования. В частности, в системе GPS реализован режим селективного доступа (СД), ограничивающий точность навигационных определений величиной около 100 м. Определенные трудности возникают также при совместном использовании навигационных полей СРНС GPS и ГЛОНАСС из-за того, что эфемеридное обеспечение этих систем базируется на различных и, строго говоря, не связанных системах координат, а временное обеспечение — на различных шкалах системного времени [4]. Существует также проблема надежности навигационного обеспечения, состоящая в том, что в случае отказа навигационного спутника информация об этом поступает к потребителю с большим запаздыванием (до нескольких часов).

Поэтому международное и, в первую очередь, Европейское Сообщество выработали стратегический курс на создание международной гражданской глобальной навигационной спутниковой системы — GNSS, которая войдет в эксплуатацию после 2000 г. и будет контролироваться гражданскими структурами [2, 3]. Основой GNSS на первом этапе

остаются СРНС GPS и ГЛОНАСС, но для повышения надежности и точности навигационных определений, а также для снижения зависимости потребителей от возможных санкций стран-владельцев действующих СРНС система GNSS дополняется собственными космическими средствами в виде нескольких КА на геостационарной орбите INMARSAT-3, а также наземной дифференциальной подсистемой — сетью контрольных станций (КС) — для орбитографии, формирования дифференциальных поправок и сигналов целостности СРНС GPS и ГЛОНАСС и собственного космического дополнения.

Первый этап создания системы GNSS-1 реализуется в настоящее время в рамках европейской программы EGNOS, американской программы WAAS и дальневосточной программы MSAS [1].

Учитывая складывающиеся в мире благоприятные для Украины условия сотрудничества, проблему навигационного обеспечения в Украине необходимо решать с учетом мирового опыта и возможной интеграции национальной системы навигационного обеспечения (СНО) в европейскую и мировую структуры. Поэтому система навигационного обеспечения Украины видится в будущем как составная часть международной глобальной навигационной спутниковой системы — GNSS, а на первом этапе своего развития — как дополнение к GNSS-1. При этом СНО Украины будет, с одной стороны, входить в мировую сеть GNSS, а с другой — выполнять функции автономной, национальной дифференциальной подсистемы.

ЗАДАЧИ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Система навигационного обеспечения Украины предназначена для решения важнейших народнохозяйственных, научных и оборонных задач, главными из которых являются:

обеспечение навигационными данными самолетов гражданской авиации и ВВС на маршруте, при заходе на посадку, при инструментальной посадке;

навигация судов морского и речного флота, кораблей ВМС вдали и вблизи берегов и портов, проводка судов и кораблей в гаванях, каналах и фарватерах;

определение местоположения и скорости наземного (железнодорожного, автомобильного) транспорта;

навигация КА различного назначения, траекторные и орбитальные измерения;

навигация образцов вооружения и военной техники, входящих в состав Вооруженных сил Украины;

координатное обеспечение строительства дорог и инженерных сооружений, добычи полезных ископаемых на шельфе, мониторинг подвижек мостов, плотин и других промышленных сооружений в процессе их эксплуатации;

геодезическая привязка объектов, картография, демаркация границ, сейсмосъемка, кадастровая съемка, проведение работ по привязке государственной геодезической сети (ГГС) к глобальной системе координат WGS-84 и европейской сети EUREF;

синхронизация, контроль и метрологическое обеспечение средств и приборов системы единого времени (UTC(UA)) Украины, обеспечение сличения шкал времени и частоты Госэталона Украины и национальных эталонов времени и частоты развитых стран мира, а также всемирного координированного времени (UTC);

координато-временное обеспечение астрономических и спутниковых определений, обеспечение решения астрофизических, геофизических и геодинамических задач.

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ПОСТРОЕНИЯ НАЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Целью создания СНО Украины является предоставление потребителям на территории Украины навигационной информации для обеспечения навигационно-временных определений по сигналам СРНС GPS и ГЛОНАСС на уровне мировых стандартов и устранения зависимости от возможных санкций стран-владельцев СРНС.

Реализация данной цели предполагает построение СНО Украины на основе метода дифференциальной навигации. Дифференциальный режим измерений широко используется в мире практически с первых дней развертывания глобальных СРНС и основывается на пространственно-временной корреляции основных погрешностей измерений в аппаратуре потребителей и в опорной точке земной поверхности, где устанавливается КС.

Традиционно при реализации дифференциального режима измерений применяются отдельные КС для формирования дифференциальной корректирующей информации (ДКИ) в локальных регионах, где существуют повышенные требования к точности и надежности навигационных определений (НО), в виде поправок к измеряемым потребителям.

ми текущим навигационным параметрам (ТНП) — псевдодальностям и псевдоскоростям.

Как показывает анализ, отдельная КС, реализующая традиционный метод дифференциальной навигации, имеет ограниченную зону действия ($50\div150$ км) из-за зависимости корреляции основных источников погрешности НО (прежде всего атмосферных и эфемеридных) от величин расстояний между потребителем и КС. Это приводит к необходимости размещения на обеспечиваемой территории группы КС с перекрывающимися зонами действия.

При использовании данного способа построения системы предполагается равномерное размещение на территории государства независимых унифицированных КС, оснащенных средствами передачи ДКИ потребителям, с возможным их объединением в сеть для контроля целостности СРНС, контроля работоспособности КС и передачи «сырой» или частично обработанной измерительной информации одной или нескольких КС в центр обработки GNSS (при условии интегрирования СНО в европейский проект GNSS-1). Размещение КС по территории государства может быть оптимизировано с учетом интенсивности движения транспорта в тех или иных регионах, а также с учетом целевых государственных и ведомственных задач.

Такое построение системы не предусматривает сбора и совместной обработки измерительной информации КС и затрудняет организацию навигации в пределах национальной территории, поскольку зоны действия КС в этом случае должны покрывать всю территорию Украины с той или иной степенью перекрытия. Потребители СРНС, находящиеся на территории Украины, в этом случае должны оснащаться соответствующей аппаратурой приема ДКИ по радиовещательным каналам связи, позволяющей селектировать сигналы ближайшей КС для получения максимальной точности местоположения.

Известными преимуществами использования отдельных унифицированных стандартных КС являются:

- достижение максимальной точности навигационных определений при расположении потребителя на небольших удалениях от КС ($10\div50$ км);
- высокая оперативность (1 с и менее) оповещения потребителей о спутниках, для которых измерительная информация или навигационные сообщения недостоверны, т. е. оперативность оценки целостности СРНС;
- относительная простота реализации дифферен-

циального режима измерений, возможность быстрого развертывания КС, исполнения КС в мобильном варианте.

Основные недостатки такого построения СНО следующие.

1. Зависимость точности навигационных определений и полноты использования рабочего созвездия навигационных спутников от места расположения потребителя относительно КС, т. е. требования использования одного и того же рабочего созвездия как потребителем, так и КС. Это приводит к необходимости увеличения плотности размещения КС на заданной территории. Так, для равномерного покрытия территории Украины полем ДКИ с использованием КС со средним радиусом действия $100\div150$ км и с учетом взаимного перекрытия зон действия КС понадобится $50\div70$ КС, а с учетом необходимости увеличения насыщенности КС на отдельных государственных объектах (аэропортах, морских гаванях, участках судоходных рек, военных объектах и др.) общее количество КС может достигнуть сотни. Если принять за основу насыщенность территории таких европейских стран, как Швейцария или Австрия, то общая численность КС в Украине может достигать 1000 и более.

Приведенные оценки количества КС для надежного навигационного обеспечения Украины показывают, что только закупка в развитых странах мира современного оборудования КС с ценой комплекта от 30 до 200 тыс. долл. США (в зависимости от функциональных возможностей, состава и степени резервирования) обойдется Украине в сумму от 5 до 10 млн долл. США, не считая стоимости реконструкции, геодезической привязки, обслуживания, проведения ремонтных и регламентных работ, средств передачи ДКИ и т. д. Кроме того, оснащение указанного количества КС радиосредствами передачи дифференциальных поправок существенно усложнит решение задачи электромагнитной совместимости радиосредств.

2. Отсутствие необходимости совместной обработки измерительной информации КС в рассматриваемом варианте построение СНО не требует создания явно выраженного центра СНО и приводит к ограничению возможностей использования СНО в структуре Госэталона времени, управлении движением транспорта, геодезических работах, комплексах управления космическими аппаратами, фундаментальных исследованиях и так далее.

3. Рассматриваемая многоэлементная структура СНО представляется весьма дорогостоящей при проведении модернизации и доработок в целях расширения функциональных возможностей системы.

Опыт развитых стран и тенденции развития спутниковой навигации показывают, что в последние годы в мире существенно возрос интерес к использованию разветвленных сетей КС, которые исключают зависимость потребителей от удаления до КС [5–7]. Интерес в этой области представляют прежде всего сети КС, базирующиеся на принципах широкозонной дифференциальной навигации (ШДН), которые предполагают использование минимального количества КС для охвата и обеспечения высокоточной ДКИ достаточно больших регионов земной поверхности. Обработка измерительной информации и формирование ДКИ в таких сетях осуществляется в едином центре сбора и обработки информации. При этом формируется единая ДКИ для всего охватываемого региона раздельно ко всем наиболее значимым погрешностям измерений навигационных параметров (эфемеридная, частотно-временная, ионосферная, тропосферная), что позволяет организовать единый канала передачи ДКИ потребителям. Характеристики точности компенсации погрешностей ТНП при таком подходе несколько ниже, чем при реализации традиционной дифференциальной навигации, однако это в достаточной степени компенсируется меньшим числом КС, требуемых для покрытия региона, возможностью раздельной коррекции основных источников погрешностей измерений и организации единого канала передачи ДКИ. Наиболее выгодным является передача ДКИ через геостационарные спутники связи (ГСС), как это реализовано в системе GNSS-1 с помощью ГСС «Inmarsat-3» [1].

С учетом изложенного оптимальным вариантом построения СНО Украины является вариант, соединяющий преимущества широкозонной дифференциальной навигации и достоинства локальных КС с традиционным способом формирования ДКИ.

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ КРИТЕРИИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УКРАИНЫ

В основу национальной СНО целесообразно положить структуру из 10÷12 КС опорной дифференциальной сети, центра сбора и обработки информации опорной сети (главная КС) и стандартных локальных универсальных КС (или сетей локальных КС), группирующихся вокруг КС опорной сети системы и предназначенных для решения специализированных задач в заданных регионах страны. Опорная сеть КС, как основа структурного построения СНО, реализует принципы широкозонной дифференциальной навигации с передачей ДКИ через ГСС

«Inmarsat-3» (при интеграции национальной СНО в систему GNSS-1) и/или ГСС типа «Лібідь» для всей Украины и прилегающих территорий.

Состав ДКИ широкозонной сети КС СНО, формируемой на главной КС системы, будет соответствовать формату ДКИ, передаваемой ГСС «Inmarsat-3». Предусматривается также использовать специально выделенные каналы УКВ-КВ-ДВ-СДВ связи для передачи ДКИ в кодированном виде, для специальных потребителей.

В рассматриваемом способе построения СНО с помощью ограниченного количества специально оснащенных КС и при взаимодействии СНО с международной системой GNSS решаются задачи большинства потребителей на всей территории Украины и прилегающих регионов примерно с одинаковым качеством. Параметры точности НО и целостности СРНС при этом будут незначительно ухудшены по сравнению с использованием одиночных КС при малых (до 50 км) удалениях потребителя от КС.

Для выполнения повышенных требований к точности и надежности НО ряда специальных пользователей наряду с основными элементами СНО планируется использовать в ряде регионов Украины локальные КС (или сети локальных КС), размещенных в непосредственной близости от потребителей (вблизи крупных аэропортов, морских гаваней, военных полигонов, геодезических объектов и т. п.). Локальные пункты (или локальные сети) СНО будут оборудованы аппаратурой стандартных универсальных КС и связаны с близлежащими КС опорной сети для обмена данными о целостности СРНС, измерительной и служебной информацией в пределах региона размещения. Информацию о целостности СРНС и целостности КС предполагается транслировать через элементы опорной сети на главную КС системы для повышения информационной надежности СНО.

Состав ДКИ, формируемой локальными КС и передаваемой по УКВ-, СВ-, ДВ- и телефонным каналам связи, будет соответствовать международным стандартам RTCM SC-104 версии 2.2 и совместимой с ней версии 2.1.

Такое построение СНО позволит потребителю с использованием интегрированного приемника навигационных сигналов СРНС и ГСС реализовать высокоточный дифференциальный режим измерений и улучшить геометрическую конфигурацию текущего орбитального созвездия спутников без дополнительной связной аппаратуры приема ДКИ непосредственно от КС. В случае необходимости потребитель сможет совместить прием ДКИ через ГСС и (с использованием связной аппаратуры) от ближайшей КС непосредственно.

Система, реализующая ШДН, основана на определении и формировании коррекций к различным источникам погрешностей, в частности по эфемеридным и частотно-временным (включая влияние режима оселективного доступа СРНС GPS) составляющим для каждого спутника, а также ионосферным и тропосферным составляющим. Для уточнения передаваемых бортовых эфемерид навигационных спутников, уходов их шкал времени и частоты необходима сеть КС, связанных между собой линиями передачи измерительной информации. С учетом того, что в процессе совместной обработки информации КС требуется уточнять взаимные уходы шкал времени КС, то для определения текущего восьмимерного вектора состояния эфемеридных и частотно-временных параметров (координаты, составляющие вектора скорости, уход и скорость ухода часов) каждого спутника из рабочей зоны радиовидимости системы требуется не менее шести наземных КС. Для исключения влияния атмосферы КС должны проводить двухчастотные измерения с целью исключения влияния ионосферы и должны быть оснащены высокоточной аппаратурой измерения параметров приземного значения показателя тропосферы и, по возможности, — аппаратурой измерения вертикального профиля водяных паров (радиометр водяных паров (РВП)) с целью максимально точного учета влияния тропосферы.

Погрешности эфемерид, параметров уходов шкал времени СРНС, уточненные текущие параметры региональных моделей ионосферы и тропосферы определяются в центре обработки измерительной информации и затем передаются потребителям через навигационный ретранслятор ГСС либо по иным каналам связи. Потребители, получая раздельную дифференциальную информацию, формируют для своего местоположения интегральные дифференциальные поправки к псевдодальностям и псевдоскоростям с учетом уточненных атмосферных моделей.

Для реализации высокоточной ШДН требуется соблюдение следующих условий.

1. Все КС опорной (широкозонной) сети должны быть оснащены аппаратурой высшего класса, т. е. двухчастотными приемниками кодовых и фазовых измерений. Это позволит реализовать высокоточный фазовый метод определений эфемерид навигационных спутников и ГСС, что особенно важно для относительно небольшой территории Украины, когда измерительные базисы в 20–40 раз меньше расстояний до спутников. Двухчастотные измерения позволяют не только скомпенсировать ионосферный вклад в измерения, но и восстанавливать текущую модель ионосферы для включения ее в

региональную ДКИ и использования одночастотными приемниками потребителей. Реализация фазового метода на больших измерительных базисах (от сотни до тысячи километров) требует точного (на сантиметровом уровне) учета тропосферных поправок, поэтому КС должны быть также оснащены высокоточными измерителями параметров (температуры, давления, влажности) приземного значения показателя преломления и, по возможности, радиометрами водяных паров.

2. Шкалы времени и частоты КС основной сети должны постоянно поддерживаться в режиме синхронизма, что можно осуществить при совместной обработке результатов измерений сети КС. При этом главная КС, как ведущая станция, должна быть оснащена квантовым стандартом частоты, что позволит достаточно просто реализовать высокоточную привязку шкалы времени главной станции к шкалам UTC и СРНС. Сложение за уходами шкал времени остальных КС широкозонной сети относительно шкалы главной КС (в результате обработки измерительной информации сети) в принципе позволяет использовать на остальных КС кварцевые стандарты частоты. В то же время установка на этих КС квантовых стандартов частоты существенно повысит точность оценивания информационных параметров за счет упрощения моделей поведения часов КС. В этом случае на базе эталонов частоты и времени СНО может быть построен статистический эталон частоты и времени Украины, а при подключении главного эталона Украины (НПО «Метрология», г. Харьков) на базе трех групп водородных стандартов частоты к одной из КС сети СНО возможна высокоточная привязка всей сети к шкале времени Госэталона Украины (UTC(UA)).

В связи с изложенным, целесообразно при проведении рекогносцировочных работ по размещению КС широкозонной сети учитывать возможность использования образцовых мер времени и частоты региональных метрологических подразделений (пунктов метрологического контроля), которые входят в состав Государственной службы единого времени и эталонных частот.

3. Геодезическая привязка фазовых центров приемных антенн КС должна быть выполнена на сантиметровом уровне точности для обеспечения не только функций контроля целостности СРНС и ГСС, но и для реализации фазового метода обработки информации. Взаимная привязка (периодическое уточнение взаимных координат) КС сети должна выполняться с высокой точностью ($\sim 10^{-8}$ длины измерительных баз) по результатам фазовых измерений самой системы. Однако при интеграции СНО Украины в GNSS требуется точная абсолют-

ная привязка КС в системах координат WGS-84, EUREF, тем более что система координат WGS-84 с 1 января 1998 г. принята ICAO как основная система координат для гражданской авиации, и на ней базируется эфемеридное обеспечение системы GPS. С учетом того, что КС должны осуществлять мониторинг и СРНС ГЛОНАСС, в пределах территории Украины должен быть определен точный переход WGS-84↔ПЗ-90 (Россия). Абсолютная геодезическая привязка как минимум трех опорных КС сети (с максимальными базами) должна выполняться с использованием методов спутниковой геодезии как по сигналам СРНС, так и с привлечением лазерных и радиоинтерферометрических измерений в рамках международных научных программ и экспериментов.

Высокоточная геодезическая привязка КС позволяет использовать фазовые измерения широкозонной сети и для проведения значительного числа геодезических и картографических работ (сгущение сетей, кадастровые съемки, определение границ, строительство дорог и т.д.), а уточненная эфемеридная информация СРНС позволит повысить точность геодезических наблюдений в пределах всей Украины.

Следует отметить, что предлагаемая к развертыванию система навигационного обеспечения реализует весь потенциал лишь в том случае, если будут решены вопросы открытости координат контрольных станций в системе координат WGS-84 (EUREF).

4. СНО с реализацией ШДН должна быть оснащена аппаратно-программными средствами передачи ДКИ потребителям. Наиболее эффективным путем является передача ДКИ через навигационный ретранслятор ГСС, как это реализуется в системе GNSS-1. Возможны и необходимы альтернативные пути распространения ДКИ в Украине: по телевизионным каналам (в настоящее время телевизионный прием доступен на всей территории Украины); по специальным длинноволновым и средневолновым радиовещательным каналам; по спутниковым каналам. В этом случае потребители должны быть оснащены соответствующей аппаратурой приема и декодирования ДКИ. Это позволит СНО Украины выполнять функции двойного назначения, в том числе и в интересах Вооруженных сил Украины, на основе измерений только национальной сети КС, т. е. при автономном не интегрированном использовании СНО.

При таком варианте построения СНО должна содержать систему сбора, хранения, обработки и передачи информации, в задачи которой входят: сбор измерительной и служебной информации КС

сети в центр сбора и обработки информации (главная КС), ее обработка, хранение и передача в европейский центр обработки GNSS-1 (г. Тулуза, Франция) для последующей обработки, преобразования в принятый формат и передачи ДКИ в составе навигационного сообщения ГСС потребителям;

обмен телеметрической и служебной информацией между КС и главной КС; сбор и обработка информации локальных сетей КС на КС опорной широкозонной сети о целостности СРНС, исправности локальных КС и передачи этой информации в центр обработки системы.

Проведенный анализ позволяет сформулировать основные достоинства и недостатки альтернативного варианта построения наземного варианта СНО Украины.

К достоинствам этого варианта следует отнести:

1. существенное уменьшение количества КС (до 12 специализированных и 20÷30 универсальных стандартных КС) в СНО, что уменьшает в несколько раз стоимость аппаратуры СНО;

2. удовлетворение всем заданным критериям и требованиям к СНО;

3. возможность размещения основных пунктов СНО на охраняемых и обслуживаемых территориях войсковых частей с имеющейся инфраструктурой энергоснабжения, жизнеобеспечения и т. д.;

4. управляемость системы, возможность интегрирования СНО со службами управления движением пассажирских и транспортных средств, способность к модернизации и расширению функциональных возможностей, применимость в широких областях науки и техники и при реализации современных передовых технологий в ряде Государственных программ;
5. способность к поэтапному наращиванию сети КС и к интеграции в мировую сеть дифференциальной навигации;
6. возможность автономно (на базе только национальной сети КС) обеспечивать навигационной информацией потребителей Вооруженных сил Украины.

К недостаткам данного варианта построения СНО относятся:

- 1) относительно сложная реализация СНО — необходимость использования специализированных КС в основной сети системы, наличие надежной системы сбора, хранения, обработки и передачи информации, резервирование каналов обмена и передачи информации, сложность программного обеспечения обработки информации;

- 2) пониженная оперативность (3÷5 с) оповещения о неисправных навигационных спутниках в районах, где локальные КС отсутствуют;

3) необходимость дублирования функций главной КС одной или несколькими КС опорной сети для обеспечения возможности надежного функционирования СНО.

Таким образом, группа основных критериев, которым должна отвечать национальная дифференциальная СНО, включает следующее.

1. Точностные характеристики дифференциальной подсистемы (национальной СНО) должны удовлетворять требованиям основных групп потребителей.

2. Рабочая зона СНО должна охватывать всю территорию страны и прилегающие районы, ее построение должно выполняться с учетом не только национальных интересов, но и международных нормативных и правовых документов с тем, чтобы СНО могла быть использована потребителями любого государства на территории страны-владельца СНО.

3. Элементы СНО должны быть установлены в оптимальных точках с использованием имеющихся сооружений, зданий и каналов передачи данных.

4. Дифференциальные поправки должны формироваться как по СРНС GPS, так и по СРНС ГЛОНАСС в любых сочетаниях спутников, находящихся в зоне видимости потребителей Украины, и передаваться в стандартных кадрах, соответствующих требованиям ICAO, IMO и других международных организаций.

5. СНО Украины должна создаваться с учетом ее географического положения на основе широкозонной, региональной и локальной подсистем с возможностью их объединения в единую как государственную, так и межгосударственную систему. Для государств, занимающих небольшие по площади территории, возможно исключение региональной и/или широкозонной подсистем.

Широкозонная дифференциальная подсистема должна включать в себя центр сбора и обработки информации, систему и средства сбора и передачи данных.

Региональная дифференциальная подсистема должна включать в себя управляющую станцию, совокупность КС и каналов передачи ДКИ, объединенных в сеть для обслуживания потребителей на территории региона.

Локальная дифференциальная подсистема должна включать стационарную или мобильную КС с аппаратурой передачи ДКИ потребителям отдельного района.

Каждый уровень дифференциальной подсистемы должен обеспечивать автономное решение задачи.

6. При создании СНО должна быть предусмотрена возможность стандартизации и унификации ти-

пового оборудования, в том числе КС, каналов передачи данных, структуры и содержания информационных сообщений с учетом международных и национальных нормативных документов.

7. Функционирование СНО должно контролироваться уполномоченными государственными организациями с учетом национальных интересов и международных обязательств.

Перечисленные критерии, которым должна отвечать создаваемая национальная СНО, необходимо дополнить требованиями совместимости и взаимоувязки функций СНО и других систем и комплексов, создающихся в Украине в рамках других государственных программ, для избежания дублирования функций систем и комплексов различного назначения.

СОСТАВ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УКРАИНЫ

Система навигационного обеспечения базируется на использовании существующего навигационного поля СРНС GPS, ГЛОНАСС и геостационарных спутников связи «Inmarsat-3» с навигационным дополнением (европейская программа по созданию международной системы GNSS-1) и состоит из наземного и космического сегментов.

В состав наземного сегмента первой очереди системы навигационного обеспечения Украины должны входить:

- центр контроля навигационного поля (ЦКНП) в роли центра сбора и обработки информации (в роли главной КС широкозонной сети и центра обработки и передачи информации);
- региональные пункты контроля навигационного поля (РПКНП), в состав которых входит резервированное оборудование КС, высокостабильный атомный стандарт частоты и времени, автоматизированное оборудование измерения и регистрации параметров тропосферы, а также аппаратура для обмена измерительной и служебной информацией с элементами СНО;
- локальные КС и локальные сети КС;
- автоматизированная система сбора, хранения, обработки и передачи информации.

В дальнейшем, при условии реализации других проектов Государственной космической программы Украины и международных проектов, в состав системы вводится космическое дополнение на базе национального ГСС типа «Либідь» с бортовым навигационным ретранслятором (по аналогии с ГСС «Inmarsat-3»). Основу системы НО Украины составит наземный сегмент — распределенные по терри-

тории Украины региональные пункты, оснащенные контрольными станциями. Эти региональные пункты (до 12 пунктов) совместно с КС ЦКНП образуют основную измерительную сеть системы. Измерительная (частично обработанная) информация РПКНП по линиям связи передается в ЦКНП для специализированной обработки в целях:

сбора, обработки, хранения и отображения текущей информации о целостности СРНС с территории Украины, а также информации о работоспособности составных частей системы; уточнения взаимных координат РПКНП, контроля текущего состояния их шкал времени, а также уточнения орбит спутников GPS и ГЛОНАСС и орбит ГСС международной системы GNSS;

передачи данных о целостности СРНС (в зоне радиовидимости с территории Украины) и результатов измерений в международный европейский центр обработки информации системы GNSS-1, где реализуется формирование ДКИ по европейскому континенту и обслуживание потребителей навигационной информации через ГСС.

Локальные КС и локальные сети КС, предназначенные для решения целевых задач (навигация в международных аэропортах, крупных морских портах и гаванях и т. п.) с повышенной точностью и надежностью, будут передавать ДКИ потребителям по обычным связанным радиоканалам УКВ-, СВ- и ДВ-диапазонов посредством радиостанций или радиомаяков.

Кроме того, по специальным каналам связи передается информация о целостности СРНС и телеметрическая служебная информация о состоянии КС в соответствующий региональный пункт и далее, после обработки, — в ЦКНП.

Локальные КС и локальные сети КС, предназначенные для решения частных ведомственных или коммерческих задач, не входят в наземную инфраструктуру системы НО, однако не исключается возможность их подключения к сети КС системы НО с целью повышения надежности системы НО.

ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ НАЦИОНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

По аналогии с GNSS система НО Украины должна создаваться поэтапно, путем последовательного наращивания наземного и космического сегментов.

На первом этапе (1998—2000 гг.) на территории Украины должны быть созданы сеть наземных РПКНП и ЦКНП, в состав которых входят КС для

выработки ДКИ и сигналов целостности СРНС GPS и ГЛОНАСС. Для эффективного использования национальную сеть целесообразно интегрировать в международную систему GNSS-1, использующую связные спутники «Inmarsat-3» в качестве средства доставки ДКИ.

На втором этапе (1998—2002 гг.) создания системы НО Украины на базе национального геостационарного спутника связи типа «Либідь» с навигационным дополнением реализуется космический сегмент системы НО, целевым образом предназначенный для нужд Украины.

Дальнейшее развитие СНО Украины (третий и последующие этапы) предполагает ее интеграцию в GNSS-2 — гражданскую СРНС. Разворачивание GNSS-2 планируется Европейским сообществом в начале следующего тысячелетия. В настоящее время работы по созданию GNSS-2 находятся на стадии формирования требований к ней и определения ее облика.

Научно-технический потенциал Украины позволяет ей внести весомый вклад в реализацию этого проекта. В частности, группой предприятий космической отрасли предложен вариант GNSS-2 на базе группировки низкоорбитальных микроспутников, обеспечивающий безболезненный для потребителя плавный переход от GNSS-1 к GNSS-2, а также реализацию имеющегося в Украине задела по КА требуемого класса и средствам развертывания и поддержания соответствующей космической группировки.

Ввод в эксплуатацию национальной системы НО позволит формировать в Украине навигационное поле, соответствующее действующим и перспективным мировым стандартам по безопасности воздушных, морских и наземных перевозок. Учитывая географическое положение Украины, современное навигационное обеспечение будет играть важную роль при формировании новых транспортных маршрутов между Европой и азиатскими странами и принесет значительную экономическую выгоду, а также позволит решать задачи координатно-временного обеспечения в интересах национальной космической программы, системы единого времени, метрологической службы, землепользования и национальной обороны.

ОЖИДАЕМЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УКРАИНЫ

СНО Украины, реализующая предлагаемый метод широкозонной дифференциальной навигации, после развертывания наземного сегмента (первой оче-

реди СНО) позволит потребителям в любой точке Украины и прилегающих областей осуществлять навигационные определения с вероятностью 95 % (2σ) с погрешностями, не превышающими:

по координатам

4.5—6 м по сигналам СРНС GPS,
2.5—4.5 м по сигналам СРНС GPS
и ГЛОНАСС;

по составляющим вектора скорости

(при скорости потребителя $V \leq 1.0$ км/с)

2.4—3.6 см/с по сигналам СРНС GPS,
1.4—2.4 см/с по сигналам СРНС GPS
и ГЛОНАСС.

Эфемеридно-временное обеспечение СРНС, формируемое СНО Украины, позволит проводить относительные геодезические определения в пределах Украины с погрешностью $(1...2) \cdot 10^{-8}$ (2σ), а синхронизацию эталонов времени и частоты Украины с погрешностью $2\sigma \leq 1$ нс по времени и $10^{-13}—10^{-14}$ по частоте (относительно шкалы времени Госэталона Украины).

Задержка выдачи сообщений сетью КС СНО Украины о целостности СРНС не превысит 10 с при передаче ДКИ через ГСС «Inmarsat-3».

Ожидаемые погрешности 2σ навигационных определений потребителей с использованием ДКИ локальных КС составят:

по координатам — от 1.5 м до 5 м

при удалениях АП от локальной КС от 0 до 150 км;

по составляющим вектора скорости — $1.5\div3.5$ см/с.

Погрешность 2σ местоопределения потребителей, использующих аппаратуру, способную функционировать в реальном масштабе времени по фазе несущих навигационных сигналов СРНС (в режиме RTK — real time kinematic), составят $5\div10$ см на удалениях АП от КС $5\div10$ км.

Задержка выдачи сообщений потребителям о целостности СРНС в зонах действия локальных КС СНО по УКВ и СДВ каналам связи — не более 0.2 с.

Развортывание космического сегмента СНО на базе ГСС «Либідь», оснащенного бортовым навигационным оборудованием для передачи широкозонной ДКИ и дополнительного навигационного сигнала, позволит:

обеспечить дополнительные каналы связи передачи широкозонной ДКИ потребителям Украины и других стран, на основе чего возможно существенное расширение коммерческих услуг СНО Украины;

повысить точность и надежность НО за счет дополнительного источника НС;

уменьшить задержку выдачи сообщений широкозонной сети КС СНО Украины о целостности СРНС с 10 с до 5 с;

реализовать простые и надежные услуги по синхронизации сетей связи, национальных систем единого времени и т. д.

Участие в реализации и использовании перспективной гражданской глобальной спутниковой навигационной системы GNSS-2, в которой каждый навигационный КА совмещает функции космической КС (третья очередь создания СНО Украины), позволит:

достичь точности местоопределения $1\div1.5$ м по координатам и $0.5\div1$ см/с по скорости;

уменьшить задержку сообщений о целостности спутников системы GNSS до 1 с.

РЫНОК УСЛУГ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ УКРАИНЫ

Рынок услуг СНО Украины в настоящее время только формируется. Существующий сравнительно небольшой спрос на аппаратуру для гражданской авиации, для проведения геодезических работ и других покрывается за счет импорта АП, использующей сигналы СРНС GPS.

До конца столетия ожидается устойчивое увеличение объема мирового рынка услуг, связанных с СРНС GPS, от 3 млрд долл. США в 1998 г. до $7\div8$ млрд долл. США в 2000 г. Темпы увеличения объема мирового рынка, по прогнозам специалистов, могут превысить 50 % после развертывания GNSS-1 в связи с повышением качества услуг, а прогнозируемый объем продажи аппаратуры спутниковой навигации на мировом рынке в 2005 г. составит 32 млрд долл. США. По мере стабилизации экономики Украины ожидается не менее интенсивный рост и внутреннего рынка услуг системы навигационного обеспечения.

Освоение внутреннего и внешнего рынка навигационных услуг национальной системы НО Украины не только принципиально возможно, но и экономически реально для Украины. Соответствующие инвестиции окупятся в кратчайшие сроки, что гарантируется высоким научно-техническим потенциалом промышленности Украины.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная структура построения СНО Украины оптимальна по эффективности, стоимости и

соответствует тенденциям развития служб навигационного обеспечения в развитых странах мира.

Предполагается, что СНО будет включать опорную сеть региональных пунктов (включая центр сбора информации), которая реализует широкозонную дифференциальную навигацию, и унифицированные локальные КС (сети локальных КС).

Реализация принципов широкозонной дифференциальной навигации в СНО позволит национальной системе наиболее полно осуществлять взаимодействие с создаваемой в настоящее время глобальной навигационной системой GNSS и при достижении договоренностей с Евросоюзом безболезненно интегрироваться в ее структуру. Дополнение опорной сети отдельными унифицированными локальными КС обеспечит повышенные требования специализированных потребителей к точности и надежности НО.

Ожидаемые характеристики точности навигационных определений потребителей с использованием информации СНО Украины составят 2.5 ± 4.5 м по координатам и 1.4 ± 2.4 см/с по скорости при использовании широкозонной ДКИ и 1 ± 1.5 м по координатам и 1.5 ± 3.5 см/с по скорости при использовании ДКИ локальных КС (при удалении потребителей от КС менее чем на 150 км), соответствуют требованиям основных групп потребителей и мировым стандартам в области навигационного обеспечения. Дополнение СНО Украины космическим сегментом низкоорбитальных навигационных КА (реализация элементов системы GNSS-2) позволит повысить точность навигационных определений потребителей при использовании широкозонной ДКИ до уровня 1 ± 1.5 м по координатам и 0.5 ± 1 см/с по скорости. Погрешность синхронизации эталонов времени и частоты не превысит 1 нс.

Анализ мирового уровня спроса на услуги систем навигационного обеспечения и тенденций его развития позволяет сделать вывод о перспективности национальной СНО и быстрой окупаемости предполагаемых затрат на ее создание. Для эффективной реализации представленной концепции необходима координация деятельности и совместные усилия НКАУ, НАНУ, Госстандарта Украины, Министерства транспорта, ГУГКиК и Министерства обороны Украины.

1. Киналь Ю., Разумовский О. Доклад о навигационной деятельности в компании INMARSAT // Планирование

глобальной радионавигации: Сб. тр. II-й Междунар. конф.; 24—26 июня 1997 г. — Т. 1.—С. 91—103.

2. Толл Б. Концепция радионавигации Еврокомиссии: GNSS и EGNOS // Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. II-й Междунар. конф.; 24—26 июня 1997 г. — Т. 1.—С. 68—71.
3. Шагас Ж. Взгляд ICAO на перспективы авиационной радионавигации // Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. II-й Междунар. конф.; 24—26 июня 1997 г. — Т. 1.—С. 58—67.
4. Шебшаевич В. С., Дмитриев П. П. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. В. С. Шебшаевича. — М.: Радио и связь, 1993.—408 с.
5. Ashkenazi V., Chao C., Chen W., et al. High precision wide area DGPS // Proc. of the 5-th International Conference on Differential Satellite Navigational System; St. Petersburg, Russia, May 20—24, 1996. — St. Petersburg, 1996.—Vol. 1, paper № 8.
6. Ilkaev G., Filatchenkov S., et al. The Main Principles of Russias DGNSS Development / Proc. of the 5-th International Conference on Differential Satellite Navigational System; St. Petersburg, Russia, May 20—24, 1996. — St. Petersburg, 1996.—Vol. 2, paper № 56.
7. Okkes R. The Application of Multi Reference Station DGPS Correction Data Enhancing User Position Accuracy in a Wide Area / Proc. of the 5-th International Conference on Differential Satellite Navigational System; St. Petersburg, Russia, May 20—24, 1996. — St. Petersburg, 1996.—Vol. 2, poster № 14.

CONCEPT OF THE DEVELOPMENT OF THE UKRAINIAN NAVIGATION SERVICE SYSTEM

A. P. Vereshak, V. V. Piskorzh, A. A. Zhalilo,
V. A. Litvinov, and K. F. Voloh

The Ukrainian national navigation service is supposed to be based on the signals from the global navigational GPS and GLONASS systems and the geostationary INMARSAT-3 satellites. The differential navigation in Ukraine will be provided by a multifunctional network of reference stations which is supposed to be integrated into the European segment of the international GNSS-1 system. The basis of the Ukrainian differential system will be a ground-based segment including the main network of regional reference stations (RS) network and local RS networks. The regional RS network (12 RS) will be built on the principles of wide-area navigation using the complex processing of code and carrier-phase L1, L2 observations. The observations will be transmitted to the European GNSS-1 processing data centre for the formation and transmission of DCI and integrity through the INMARSAT-3 geostationary satellite. The local RS networks will be used to solve the navigation service problems in the areas of intense transport movement. Regional and local RS networks will operate jointly. The possibilities of DCI transmission through a national geostationary communication satellite with a board navigation transponder are also discussed. The injection of this satellite into orbit will give us a possibility of increasing the reliability and potentialities of GNSS-1.

УДК 621.396.96

Потенциальные возможности реализации широкозонной навигации по сигналам дифференциальной космических навигационных систем GPS и ГЛОНАСС в Украине

**А. П. Верещак¹, А. А. Жалило¹,
И. Г. Ноздрин¹, С. Н. Флерко²**

¹Науково-дослідний Інститут радіовимірювань, Харків

²Харківський військовий університет

Надійшла до редакції 22.05.98

Оцінюються потенціальні можливості реалізації широкозонної дифференційної навігації за сигналами космічних навігаційних систем GPS і ГЛОНАСС в малих регіонах земної поверхні, таких як Україна. Оцінюється точність формування дифференційних корекцій мережею контрольних станцій та результуюча точність координатно-часових визначень.

ВВЕДЕНИЕ

Глобальные спутниковые радионавигационные системы (СРНС) GPS (США) и ГЛОНАСС (Россия) в недалеком будущем станут основным средством навигационно-временных определений гражданских и военных потребителей. Вместе с тем непосредственное использование сигналов СРНС не обеспечивает современных требований большинства потребителей по точности и надежности навигационных определений. Влияние различных источников погрешностей измерений приводит к суммарной погрешности координатных определений потребителя по сигналам GPS около 100 м. Существует и проблема надежности навигационных определений (НО), состоящая в том, что информация об отказах на навигационном спутнике при штатной эксплуатации СРНС поступает потребителю с за-

паздыванием до нескольких часов с момента возникновения отказа [2].

Эффективным способом преодоления перечисленных недостатков является дополнение СРНС подсистемами, реализующими дифференциальный метод НО. Дифференциальный режим измерений широко используется в мире практически с первых дней развертывания глобальных СРНС и основывается на пространственно-временной корреляции основных погрешностей измерений в аппаратуре потребителей и в опорной точке земной поверхности, где устанавливается контрольная станция (КС). Традиционно при реализации дифференциального режима измерений в локальных регионах, где существуют повышенные требования к точности и надежности НО, применяются отдельные КС, которые формируют дифференциальную корректирующую информацию (ДКИ) в виде поправок к изме-

ряемым потребителями текущим навигационным параметрам (ТНП) — псевдодальностям и псевдоскоростям. При таком подходе точность НО потребителя ухудшается в зависимости от расстояния до КС [5, 6].

В последние годы в мире существенно возрос интерес к использованию разветвленных сетей КС, при реализации которых удается значительно уменьшить зависимость точности НО потребителей от удаления до КС. Интерес в этой области представляют прежде всего сети КС, базирующиеся на принципах широкозонной дифференциальной навигации (ШДН), которые предполагают использование минимального количества КС для охвата и обеспечения высокоточной ДКИ достаточно больших регионов земной поверхности. Таким путем следует мировое сообщество (программы EGNOS, WAAS и MSAS) [2], создавая международную гражданскую глобальную спутниковую систему GNSS-1. Ее составными частями являются СРНС GPS и ГЛОНАСС, интегрированная международная сеть КС, реализующая метод ШДН для выработки и передачи потребителям ДКИ, и космический сегмент в виде геостационарных спутников (ГС) «Inmarsat-3», которые являются дополнительными навигационными точками и одновременно обеспечивают передачу ДКИ потребителям.

Наиболее эффективным является способ реализации ШДН, основанный на разделении значимых медленно изменяющихся погрешностей измерений: эфемеридных, частотно-временных (включая влияние режима селективного доступа СРНС GPS) и атмосферных составляющих. Реализация данного способа предполагает значительное разнесение КС в пространстве и обработку измерительной информации в едином центре сети.

В настоящее время Национальное космическое агентство Украины координирует работы по созданию национальной системы навигационного обеспечения, основу которой будет составлять опорная сеть КС, организованная согласно принципам ШДН. При этом рассматриваются возможности интеграции такой системы в международную глобальную навигационную систему GNSS-1.

В данной статье ставится цель исследования возможности реализации ШДН в относительно небольших регионах Земли, в частности на территории Украины, а также определения потенциальной точности навигационных определений потребителей при условии использования ДКИ от сети КС ШДН. При этом предполагается, что при формировании ДКИ используются результаты прецизионных фазовых измерений на несущих частотах навигационных сигналов.

ОСНОВЫ РЕАЛИЗАЦИИ ШИРОКОЗОННОЙ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ. ИСХОДНЫЕ УРАВНЕНИЯ

Принцип ШДН основан на потенциальной возможности разделения основных источников погрешностей навигационных определений по составляющим на основе использования данных, полученных в многобазисной сети станций контроля навигационного поля (или КС) [7]. Контрольные станции сети ШДН передают измерительную информацию в единый центр контроля навигационного поля (главная контрольная станция или ГКС) с целью ее сбора, обработки и расчета ДКИ к основным источникам погрешностей навигационных определений. ГКС также обеспечивает синхронизацию шкал времени (ШВ) отдельных КС.

Текущими навигационными параметрами, измеряемыми на КС в сети ШДН, являются псевдодальности и псевдоскорости всех спутников СРНС в рабочем созвездии сети ШДН. Будем полагать, что КС в сети ШДН осуществляют кодовые и фазовые (по С/A и/или Р-кодам или бескодовые) измерения от всех спутников СРНС в зоне их радиовидимости, а также от ГС с навигационным дополнением на борту. Использование на КС измерений фазы несущей навигационных сигналов открывает широкие возможности в повышении точности оценивания искомых параметров, однако обладает и сложностью реализации, связанной с разрешением неоднозначности фазовых измерений на больших измерительных базисах между КС. Решение этих проблем достигается путем формирования на ГКС разностей фазовых измерений каждой i -й КС относительно ГКС для j -го спутника СРНС, а также образования промежуточных измерительных базисов в сети и использования измерений на двух несущих частотах СРНС.

Полный вектор измеряемых наземной дифференциальной сетью КС параметров будет иметь вид

$$\mathbf{Q}^T = ||\mathbf{Q}_1^T, \mathbf{Q}_2^T, \dots, \mathbf{Q}_{p(t)}^T||.$$

Здесь $p(t)$ — число спутников в рабочем созвездии сети КС ШДН в текущий момент времени;

$$\mathbf{Q}_j^T = ||\mathbf{q}_1^T, \mathbf{q}_2^T, \dots, \mathbf{q}_{m(t)}^T||_j$$

— вектор измеряемых сетью КС параметров для j -го спутника СРНС ($j = 1, 2, \dots, p(t)$) в рабочем созвездии сети КС; $m(t)$ — число КС, для которых j -й спутник находится в зоне радиовидимости;

$$(\mathbf{q}_i^T)_j = ||\Delta S_{1\phi}(t), S_{1k}(t), S_{ik}(t), \dot{S}_{1\phi}(t), \dot{S}_{ik}(t)||_j$$

— вектор измеряемых сетью КС и формируемых на

ГКС ТНП относительно i -й КС по j -му спутнику СРНС, который включает в себя разности фазовых псевдодальностей i -х КС и ГКС (как первой КС) для j -го спутника $\Delta S_{i\phi}^j(t)$, кодовые измерения псевдодальности ГКС $S_{ik}^j(t)$ и i -х КС $S_{ik}^j(t)$ и измерения псевдоскорости j -го спутника $\dot{S}_{i\phi}^j(t)$ соответственно; $i = 2, 3, \dots, m(t)$ — номер контрольной станции в сети дифференциальной навигации.

Рассматриваемая схема реализации ШДН предполагает следующее. В сети КС предварительно определяют параметры улучшенных местных моделей атмосферы (ионосфера и тропосфера), минимизируют путем фильтрации флюктуационные составляющие измерений и устраниют неоднозначность фазовых измерений. В этом случае принципиальные уравнения, описывающие процесс измерений в сети КС ШДН, имеют вид

$$\begin{cases} \Delta S_{i\phi}^j(t) = R_i^j(t) - R_i^j(t) + \nabla_{i1}(t) + \delta \Delta S_{i\phi}^j(t), \\ S_{ik}^j(t) = R_i^j(t) + \alpha^j(t) + \delta S_{ik}^j(t), \\ S_{ik}^j(t) = R_i^j(t) + \alpha^j(t) + \nabla_{i1}(t) + \delta S_{ik}^j(t), \\ \dot{S}_{i\phi}^j(t) = \dot{R}_i^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \delta \dot{S}_{i\phi}^j(t), \\ \dot{S}_{i\phi}^j(t) = \dot{R}_i^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \dot{\nabla}_{i1}(t) + \delta \dot{S}_{i\phi}^j(t), \end{cases} \quad (1)$$

где

$$R_i^j(t) = \sqrt{(X^j - x_i)^2 + (Y^j - y_i)^2 + (Z^j - z_i)^2}$$

— геометрическая дальность j -го спутника относительно i -й КС; X^j, Y^j, Z^j — текущие координаты j -го спутника СРНС в гринвичской системе координат; x_i, y_i, z_i — известные с высокой точностью координаты фазового центра приемной антенны i -й КС;

$$\dot{R}_i^j(t) = \frac{1}{R_i^j(t)} [(X^j - x_i)\dot{X}^j + (Y^j - y_i)\dot{Y}^j + (Z^j - z_i)\dot{Z}^j]$$

— радиальная скорость j -го спутника СРНС; $\dot{X}^j, \dot{Y}^j, \dot{Z}^j$ — составляющие вектора скорости (СВС) j -го спутника СРНС;

$$\alpha^j(t) = \Delta_1^{N(\Gamma)}(t) - \Delta^j(t);$$

$\Delta_1^{N(\Gamma)}(t)$ — отклонение ШВ ГКС относительно системной шкалы времени СРНС GPS (ГЛОНАСС); $\Delta^j(t)$ — уход ШВ j -го спутника относительно системной ШВ СРНС (включая влияние режима селективного доступа GPS); $\dot{\alpha}^j(t)$ — скорость изменения параметра $\alpha^j(t)$; $\nabla_{i1}(t), \dot{\nabla}_{i1}(t)$ — текущие расхождения ШВ i -х КС относительно ШВ ГКС и скорость их изменения соответственно; $\delta \Delta S_{i\phi}^j(t)$, $\delta S_{ik}^j(t)$ и $\delta \dot{S}_{i\phi}^j(t)$ — остаточные погрешности соответствующих измерений, возникающие в результате погрешностей геодезической привязки КС, неполной компенсации воздействия атмосферных эффектов, эффектов многолучевости распространения навигационных сигналов, а также из-за шумов измерений.

Следует отметить, что ГКС является основным синхронизатором сети КС и должна быть оборудована высокостабильным квантовым стандартом частоты и времени, который подвергается непрерывной высокоточной сверке с системными шкалами СРНС при традиционной обработке результатов измерений самой ГКС. По этой причине параметр $\alpha^j(t)$ несет информацию прежде всего об уходе ШВ j -го спутника. Для упрощения авторы не останавливаются на том факте, что шкалы системного времени GPS и ГЛОНАСС различаются между собой. Однако принятая идеология синхронизации ШВ в различных СРНС позволяет достаточно просто и с высокой точностью обеспечить взаимную синхронизацию ШВ этих СРНС и ШВ ГКС путем длительного усреднения результатов временных определений ГКС [6].

Дифференциальную корректирующую информацию, полученную по измерениям сети КС ШДН, предполагается передавать в аппаратуру потребителей через ГС (либо по другим каналам связи). Навигационные сигналы ГС будут ретранслироваться на двух несущих частотах, что позволит организовать на трассах «ГС—КС» измерения псевдодальности и псевдоскорости. Таким образом, потребители, осуществляя прием сигналов ГС, кроме источника ДКИ, приобретают дополнительную навигационную точку, улучшающую геометрию рабочего созвездия спутников.

Система уравнений (1) при задействовании ГС дополняется аналогичными уравнениями применительно к ГС.

Вектор оцениваемых сетью КС параметров, согласно изложенному процессу измерений и принципам реализации ШДН будет иметь следующий вид:

$$\Theta = ||\Theta_1, \Theta_2, \dots, \Theta_{p(t)}; \nabla||,$$

где

$$\Theta_j = ||X^j, Y^j, Z^j, \dot{X}^j, \dot{Y}^j, \dot{Z}^j, \alpha^j, \dot{\alpha}^j||$$

— вектор оцениваемых сетью КС координатно-временных параметров j -го спутника СРНС в фиксированный момент времени;

$$\nabla = ||\nabla_{21}, \nabla_{31}, \dots, \nabla_{m(t)1}; \dot{\nabla}_{21}, \dot{\nabla}_{31}, \dots, \dot{\nabla}_{m(t)1}||$$

— вектор оцениваемых параметров, характеризующий текущие расхождения ШВ КС относительно ШВ ГКС и скорости их изменения.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ ОТ СЕТИ КОНТРОЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Проведем оценку точности эфемеридно-временного обеспечения спутников СРНС и ГС по результатам измерений сети КС ШДН, а также результирующей точности координатно-временных определений у потребителя, использующего при решении навигационной задачи ДКИ от сети КС. Рассмотрим два варианта размещения сети КС. Первый вариант предполагает размещение КС лишь на территории Украины, второй вариант учитывает интеграцию сети КС Украины с аналогичными европейскими структурами.

Предварительный анализ соотношений измеряемых и оцениваемых параметров в системе уравнений (1) показывает, что для обеспечения однозначного решения необходимо иметь шесть КС в составе сети ШДН. Однако задача устранения неоднозначности фазовых измерений приводит к необходимости формирования промежуточных измерительных базисов в сети, что при учете величины измерительных базисов в пределах Украины требует увеличения числа КС сети.

При расчетах принималось, что контрольные станции размещены вблизи следующих городов:

вариант I — Дунаевцы (Хмельницкая обл.), Ужгород, Львов, Луцк, Киев, Чернигов, Харьков, Днепропетровск, Алчевск (Луганская обл.), Кировоград, Симферополь и Одесса;

вариант II — Дунаевцы (Хмельницкая обл.), Ужгород, Киев, Харьков, Алчевск (Луганской обл.), Кировоград, Симферополь, Познань (Польша), Тулуза (Франция), Барселона (Испания), Салоники (Греция) и Ноттингем (Великобритания).

КС в районе г. Дунаевцы в обоих вариантах выбиралась в качестве ГКС.

Остаточные погрешности измерений $\delta\Delta S_{i1\phi}^j(t)$, $\delta S_{ik}^j(t)$ и $\delta\dot{S}_{ik}^j(t)$ принимались равными 0.8 см, 0.5 м и 0.3 см/с (1σ) соответственно, что отвечает характеристикам современной высокоточной аппаратуры. При этом полагалось, что погрешности оценки геодезической привязки сети КС не превышают 1 см (1σ).

Корреляционная матрица погрешностей оценки искомых параметров для текущего момента времени t рассчитывалась согласно известному соотношению [1]

$$\mathbf{K}_Q = [\mathbf{A}^T \mathbf{W} \mathbf{A}]^{-1}, \quad (2)$$

где \mathbf{W} — весовая матрица измерений сети КС,

обратная корреляционной матрице остаточных погрешностей измерений в текущий момент времени t :

$$\mathbf{W} = \text{diag} [\mathbf{W}_1, \mathbf{W}_2, \dots, \mathbf{W}_j, \mathbf{W}_{j+1}],$$

\mathbf{W}_j — блок весовой матрицы измерений относительно j -го спутника СРНС (\mathbf{W}_{j+1} — относительно ГС); \mathbf{A} — матрица производных измеряемых параметров \mathbf{Q} по оцениваемым элементам вектора Θ :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 & 0 & \dots & \dots & 0 & \mathbf{B}_1 \\ 0 & \mathbf{A}_2 & \dots & \dots & 0 & \mathbf{B}_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & \dots & \mathbf{A}_j & 0 & \mathbf{B}_j \\ 0 & \dots & \dots & 0 & \mathbf{A}_{j+1} & \mathbf{B}_{j+1} \end{bmatrix}.$$

Здесь \mathbf{A}_j — блок матрицы производных измерений КС по координатам и составляющим вектора скорости j -го спутника, а также по параметрам уходов ШВ j -го спутника; \mathbf{B}_j — блок матрицы производных измерений КС по параметрам расхождений ШВ i -х КС относительно ГКС; $j = 1, 2, \dots, p(t)$ — номер спутника в обзоре сети КС.

Корреляционную матрицу погрешностей определения искомых параметров (2) удобно записать в блочном виде:

$$\mathbf{K}_\Theta = \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{11} & \mathbf{K}_{12} \\ \mathbf{K}_{21} & \mathbf{K}_{22} \end{bmatrix},$$

а ее блоки представить согласно формул обращения блочных матриц [3]:

$$\mathbf{K}_{11} = \begin{cases} (\mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j)^{-1} + \\ + (\mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j)^{-1} \mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{B}_j \mathbf{K}_{22} \mathbf{B}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j (\mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j)^{-1}, & i = j, \\ (\mathbf{A}_i^T \mathbf{W}_i \mathbf{A}_i)^{-1} \mathbf{A}_i^T \mathbf{W}_i \mathbf{B}_i \mathbf{K}_{22} \mathbf{B}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j (\mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j)^{-1}, & i \neq j \end{cases}$$

— корреляционная матрица погрешностей оценки координатных параметров спутника СРНС (ГС), параметров ухода ШВ спутника, где i и j — порядковый номер соответствующих спутников СРНС и ГС в обзоре сети КС;

$$\mathbf{K}_{22} = \left[\sum_{j=1}^n [\mathbf{B}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{B}_j - \mathbf{B}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j (\mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{A}_j)^{-1} \mathbf{A}_j^T \mathbf{W}_j \mathbf{B}_j] \right]^{-1}$$

— корреляционная матрица погрешностей оценки расхождений ШВ между i -й КС и ГКС.

В табл. 1 приведены результаты расчета ожидаемой точности определения координатно-временных параметров спутников СРНС и ГС для двух вариантов конфигурации сети КС. При расширении сети КС (вариант II) наблюдается значительное повышение точности оценки искомых параметров.

Следует отметить, что здесь рассмотрен точеч-

Таблица 1. Среднее квадратичное отклонение оценок координатно-временных параметров спутников СРНС и ГС

Вариант сети КС	СКО					
	координат спутников, ГС, м	СВС спутников, ГС, м/с	ухода ШВ спутников, м	скорости ухода ШВ спутников, м/с	ухода ШВ КС, мм	скорости ухода ШВ КС, мм/с
I	1.5—26.0	0.9—10	7.5—22	4.2—14.8	8—27	4—14
II	0.8—6.6	0.3—2.7	2—6.8	1.2—3.4	2—14	1—7

ный метод оценивания искомых параметров. При использовании фильтрации измерений, применении моделей движения спутников СРНС и моделей, описывающих уходы ШВ КС, возможно повышение точности определений примерно на порядок.

Несмотря на то, что погрешности определения эфемерид и уходов ШВ спутников СРНС сетью КС, расположенной только на территории Украины (вариант I), соизмеримы с погрешностями закладываемой в спутники СРНС эфемеридной информации, из-за сильной корреляции этих погрешностей формируемые потребителем дифференциальные поправки к псевдодальности и псевдоскорости обладают высокой точностью.

Оценка точности компенсации погрешностей эфемерид и уходов ШВ спутников СРНС у потребителя выполнялась согласно выражению

$$\mathbf{K}_{s,s} = \mathbf{G}\mathbf{K}_{11}\mathbf{G}^T,$$

где $\mathbf{K}_{s,s}$ — корреляционная матрица погрешностей компенсации (остаточного вклада) эфемеридных и частотно-временных погрешностей спутников СРНС в псевдодальности и псевдоскорости, измеряемые потребителем; \mathbf{G} — матрица производных измеряемых потребителем псевдодальностей и псевдоскоростей (с учетом рассчитанных и введенных интегральных дифференциальных поправок) по оцениваемым координатно-временным параметрам спутников СРНС.

Данные табл. 2 свидетельствуют о высокой точности компенсации эфемеридно-временных погрешностей спутников СРНС и ГС с использованием ДКИ сети КС. Существенное уменьшение этих погрешностей возможно, как сказано выше, при привлечении моделей движения спутника СРНС и поведения часов КС.

Результирующие оценки погрешностей широкозонной дифференциальной коррекции эфемеридных и частотно-временных погрешностей спутников СРНС у потребителя, а также результирующие погрешности координатных определений с учетом ионосферных, тропосферных и флюктуационных

Таблица 2. СКО оценки точности компенсации координатно-временных погрешностей спутников СРНС и ГС

Вариант сети КС	СКО компенсации погрешностей измерений	
	в псевдодальности, м	в псевдоскорости, см/с
I	0.15	0.5—1.3
II	0.14	0.1

Таблица 3. Результирующие оценки координатных определений потребителя

Вариант сети КС	СКО навигационных определений потребителя	
	координат, м	СВС, см/с
I	1.30—2.10 (0.09—0.15)	0.70—1.2 (0.05—0.4)
II	1.30—2.10 (0.09—0.15)	0.70—1.10 (0.03—0.15)

Примечание. В скобках даны вклады остаточных погрешностей измерений потребителя после дифференциальной коррекции.

составляющих погрешностей потребителя представлены в табл. 3. При проведении расчетов размещение потребителя выбиралось в пределах территории Украины, а также выносилось за ее пределами на расстояние от 200 км до 1000 км (в зависимости от варианта сети КС).

При расчетах предполагалось, что СКО погрешностей учета воздействия ионосферы в псевдодальности потребителя не превысит 1.8 м, тропосфера — 0.3 м, а СКО флюктуационной составляющей измерений навигационной аппаратуры потребителя с учетом фильтрации не превысит 1.0 м [4]. Суммарные погрешности измерений псевдодальности в аппаратуре потребителя соответственно равны 2.1 м, а СКО измерений псевдоскоростей — 0.5 см/с.

ВЫВОДЫ

Из полученных результатов следует, что национальная сеть ШДН позволит производить навигационные определения с погрешностями, не превышающими 2.6—4.2 м (2σ) по координатам и 1.4—2.4 см/с по СВС в любой точке Украины и прилегающих областей.

Реализация таких показателей точности позволит при реализации сети из 10—12 КС удовлетворить, как показывает анализ современных требований потребителей навигационного обеспечения, абсолютное большинство гражданских и военных потребителей. Только при решении специфических задач авиации (посадка по 2-й и 3-й категорий),

флота (швартовка кораблей), железнодорожного транспорта (на специфических участках путей) и др. необходимо использовать локальные КС, размещая их в непосредственной близости от потребителя.

1. Жданюк Б. Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. — М.: Сов.радио, 1978.—350 с.
2. Киналь Ю., Разумовский О. Доклад о навигационной деятельности в организации ИНМАРСАТ // Планирование глобальной радионавигации: Сборник тр. Второй Междунар. конф., 24—26 июня 1997 г. — М., 1997.—С. 91—100.
3. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. — М.: Наука, 1973.—831 с.
4. Космическая радиотехника и телеметрия (КРТ) // Навигация.—1989.—Сер. III.—№ 24 (446).
5. Сильвестров С. Д., Неволько Н. П., Кульинев В. В. Методы повышения точности навигационных определений потребителей при использовании космических разностно-дальномерных систем // Космич. исслед.—1986.—24, вып. 6.—С. 831—843.
6. Шебшаевич В. С., Дмитриев П. П. и др. Сетевые спутни-

ковые радионавигационные системы. — М.: Радио и связь, 1993.—408 с.

7. Ashkenazi V., Chao C., Chen W., et al. High precision wide area DGPS // Proc. of the 5-th Internanional Conference on Differentialal Satellite Navigational System, St. Peterburg, Russia, May 20-24, 1996. — St. Peterburg, 1996.—Vol. 1, paper N 8.

POSSIBILITIES FOR REALIZING IN UKRAINE A WIDE-AREA DIFFERENTIAL NAVIGATION USING THE GPS AND GLONASS SIGNALS

A. P. Vereshak, A. A. Zhalilo, I. G. Nozdrin, and S. N. Flerko

We analyse the possibilities for realizing a wide area differential navigation based on the GNSS-1 signals, as applied to comparatively small regions on the Earths surface such as Ukraine. The accuracy of the differential corrections formed by the reference station network and the resulting accuracy are estimated at 1.3—2.1 m for the coordinates and 0.7—1.2 cm/s for the velocity, which corresponds to the GNSS-1 requirements.

УДК 621.391.372.019.3

Предложения по обеспечению безопасности информации в единой спутниковой системе передачи информации

И. Д. Горбенко¹, Ю. В. Стасев², А. В. Потий², А. М. Ткачев²

¹Харківський державний технічний університет радіоелектроніки

²Харківський військовий університет

Надійшла до редакції 17.03.98

Пропонується концепція побудови системи забезпечення безпеки інформації, що створюється єдиною супутниковою системою передачі інформації України. Розглядається загальний ідеологічний підхід до побудови системи захисту інформації в такій системі.

ВВЕДЕНИЕ

В интересах управления государством в Украине создается единая спутниковая система передачи информации (ЕС СПИ), предназначенная для непрерывного и комплексного информационного обмена как внутри различных ведомств и министерств, так и между ними. В основу создания и развития ЕС СПИ положена многолетняя программа, предусматривающая последовательную и целенаправленную отработку технических решений и методов управления системой. По мере осознания целей и задач, стоящих перед ЕС СПИ, наметился системный подход к планированию, использованию и разработке технического облика системы. Опыт разработки и эксплуатации подобных систем за рубежом показывает, что создаваемая в Украине ЕС СПИ должна строиться на основе архитектуры открытых систем. Построение ЕС СПИ на принципах открытых систем позволяет объединить в единую информационную систему различные ведомственные системы и обеспечит простой доступ пользователей к корпоративной информации. Вместе с тем такое построение ЕС СПИ выдвигает на первый план проблему безопасности информации, вы-

числительных компонентов, аппаратных платформ, операционных систем, баз данных и прикладного программного обеспечения различных пользователей. Проблема безопасности информации в ЕС СПИ состоит не только в реализации совокупности мер, гарантирующих сохранность корпоративной информации от случайного или преднамеренного разрушения и несанкционированного использования, но и в согласовании работы средств защиты различных ведомств и звеньев системы. В настоящей статье авторы на основе опыта разработки и эксплуатации систем защиты информации в информационных системах рассматривают общий идеологический подход к построению системы защиты в ЕС СПИ Украины.

НАЗНАЧЕНИЕ И ЦЕЛЬ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ ЕС СПИ

Система защиты информации предназначена для непрерывной и комплексной защиты информации в процессе информационного обмена в сети ЕС СПИ Украины с требуемыми уровнями защиты, обеспечивающими реализацию политики безопасности

информации на всех этапах ее жизненного цикла с использованием передовых информационных технологий.

Ядром, определяющим принципы построения системы защиты информации ЕС СПИ, является политика безопасности - набор правил, определяющих процедуры и механизмы обеспечения безопасности всего множества объектов и субъектов безопасности ЕС СПИ.

В практическом приложении политика безопасности проявляется через совокупность документированных управленческих решений, направленных на обеспечение безопасности информации и ассоциированных с ней ресурсов. Политика безопасности реализуется в системе защиты информации, представляющей собой комплекс организационных мер, организационно-технических методов, мероприятий и средств, юридических и законодательных норм, физических ограничений, для предотвращения причинения вреда интересам собственника информации.

Основными целями создания системы защиты информации в ЕС СПИ являются:

1. Обеспечение конфиденциальности информации и сообщений, циркулирующих в ЕС СПИ, на основе применения симметричных и несимметричных сертифицированных (стандартных) алгоритмов шифрования.

2. Обеспечение целостности и подлинности информации и сообщений, циркулирующих в ЕС СПИ, на основе применения алгоритмов цифровой подписи.

3. Защита трафика ЕС СПИ на сетевом уровне с использованием стандартных протоколов.

4. Обеспечение надежной идентификации объектов и субъектов сети, а также защита от несанкционированных действий как санкционированных, так и несанкционированных пользователей.

5. Управление ключевыми структурами на сетевом и прикладном уровнях в автономном и общесистемном режимах.

6. Обеспечение юридической ответственности пользователей ЕС СПИ за сформированные, переданные и принятые сообщения и защита их от обмана на основе применения несимметричной цифровой подписи для модели взаимного недоверия.

7. Обеспечение помехозащищенности и аутентификации радиоканалов управления космическими аппаратами.

Выполнение перечисленных выше целей достигается при реализации в системе защиты информации следующих положений.

1. В соответствии с целями и задачами ЕС СПИ

формулируется и приводится в жизнь политика безопасности.

2. С учетом модели угроз выбираются и реализуются основные услуги и механизмы безопасности информации в ЕС СПИ.

3. Защита информации производится на нескольких уровнях эталонной модели взаимодействия открытых систем.

4. Каждое ведомство (объект ЕС СПИ), осуществляющее информационный обмен как внутри, так и с другими ведомствами обязательно осуществляет защиту информации с реализацией механизмов цифровой подписи, аутентификации, контроля целостности, шифрования, управления доступом и маршрутизации, автоматического протоколирования и аудита.

5. Для решения задач генерации, распределения, передачи, приема, хранения, ввода, использования, уничтожения и восстановления ключевых структур для различных ведомств или групп ведомств, создаются центры управления безопасностью.

6. Защита от захвата и анализа пакетов (защита трафика) осуществляется на сетевом уровне посредством инкапсуляции пакетов с шифрованием информационной части пакета, заголовка и адресов с использованием высокоскоростных алгоритмов шифрования на сеансовых ключах.

7. Механизмы цифровой подписи, симметричного и несимметричного шифрования реализуется программно, программно-аппаратно или аппаратно.

8. Защита информации в отдельных компьютерах и серверах производится на основе прозрачного шифрования, управления доступом и разграничения полномочий.

СОСТАВ И СТРУКТУРА СИСТЕМЫ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ

ЕС СПИ может быть разбита на три подсистемы: наземная сеть передачи информации, спутниковая подсистема передачи информации, подсистема управления космическими аппаратами и наземными средствами передачи информации. Система защиты информации должна обеспечивать безопасность информации во всех элементах ЕС СПИ. Различная физическая природа наземной и спутниковой сетей предполагает использование различных подходов к обеспечению безопасности информации, а следовательно, приводит к необходимости разработки и реализации различных методов и средств защиты информации. Вместе с тем эти различные подходы должны быть интегрированы в ЕС СПИ с учетом единой политики безопасности.

Сложность построения системы обеспечения информации усугубляется еще и тем, что необходимо разрабатывать и совмещать друг с другом системы безопасности информации различных структурных звеньев ЕС СПИ. Здесь можно различить системы защиты информации ведомственных сетей, региональные системы обеспечения защиты информации и единую систему обеспечения безопасности информации. Ясно, что в этом случае нельзя говорить о полном аппаратном и программном совмещении и однородности этих систем. Отсюда вытекает важность и большая значимость выработки единой идеологии обеспечения безопасности информации в ЕС СПИ, необходимость разработки единых требований по безопасности информации, как организационных, так и технических, которые должны быть обязательными для всех субъектов (пользователей) ЕС СПИ.

Высокие характеристики безопасности могут быть достигнуты при комплексном подходе к разработке системы безопасности информации. А это значит, что политика и система безопасности должны разрабатываться параллельно с разработкой основных компонентов ЕС СПИ. В противном случае средства защиты информации не будут интегрированы в структуру всех компонентов единой сети. Процесс проектирования и создания системы защиты информации в ЕС СПИ должен быть многоэтапным: проведение анализа объекта защиты с выявлением характера защищаемой информации, выявление каналов утечки и угроз, разработка и внедрения методов и средств защиты информации, оценка эффективности принятых мер по защите информации. Сущность проблемы обеспечения безопасности информации предполагает постоянный контроль, анализ и оценку эффективности используемых организационных и технических средств ЗИ, проводятся работы по выявлению незащищенных или вновь возникших каналов утечки информации и угроз. На основе полученных результатов анализа осуществляется разработка дополнительных мер по обеспечению безопасности с целью ее усовершенствования.

Сложность и многообразие задач, решаемых ЕС СПИ предполагает многофункциональность системы защиты информации. Это позволит обеспечить гибкость системы и непрерывную комплексную защиту информации на всех этапах ее жизненного цикла с требуемым уровнем защиты.

Система защиты информации в ЕС СПИ может состоять из рабочих станций (РС) пользователей прикладного уровня, рабочих станций (серверов) сетевого уровня, центров управления безопасностью (главного (ГЦРК) и региональных центров

управления ключами (ЦРК)), серверов администраторов локальных сетей и сетевых экранов (брандмауэров).

1. Рабочая станция пользователя ЕС СПИ на прикладном уровне должна обеспечивать:
цифровую подпись сообщения по алгоритму ГОСТ 3410-94, DSS и национальным алгоритмам; симметричное шифрование и дешифрование сообщений по ГОСТ 28147-89, IDEA и национальным стандартам; архивирование и рандомизацию сообщений; направленное шифрование и дешифрование информации в системе с открытыми ключами; подготовку криптограмм для эффективной передачи по сети ЕС СПИ; автоматическое протоколирование всех операций, выполняемых на рабочих станциях, блокировку в случае несанкционированных действий с сигнализацией на вышестоящее звено; генерацию личных и открытых ключей, передачу их в центр для сертификации, прием сертифицированных ключей их запись, хранение и использование.

2. Рабочая станция сетевого уровня должна обеспечивать:
инкапсуляцию или шифрование пакетов на сетевом уровне с использованием стандартных протоколов; выработку личных и открытых ключей, передачу и прием открытых ключей после сертификации; взаимодействие с «видимыми» рабочими станциями сетевого уровня, в том числе в режиме удаления или добавления; взаимодействие с центрами управления безопасностью с использованием состоятельных протоколов.

3. Центр управления безопасностью должен обеспечивать:
генерацию (расчет) открытых ключевых параметров цифровой подписи по ГОСТ 3410-94, DSS и др.; формирование секретных и открытых параметров ключа сертификации центра для ГОСТ 3410 -94, DSS и др.; формирование, распределение и доставку открытых ключевых параметров, открытого ключа сертификации центра открытых и секретных ключей сертификации пользователей на соответствующие станции; создание инсталляционного именного пакета станции генерации ключей для каждого пользователя;

сертификация открытых рабочих ключей всех рабочих станций и передачу их на рабочие станции.

4. Центры управления безопасностью на сетевом уровне должны обеспечивать:

формирование, распределение и доставку открытых и секретных ключевых параметров и ключей сертификации на рабочие станции сетевого уровня;

согласование механизмов защиты между различными ведомствами и регионами, выбор режимов работы;

управление ключевыми структурами с использованием состоятельных протоколов;

изменение конфигурации сети, в том числе в режимах удаления или добавления рабочих станций.

БЕЗОПАСНОСТЬ ИНФОРМАЦИИ В СПУТНИКОВЫХ РАДИОКАНАЛАХ

Основными задачами системы и аппаратуры защиты информации в спутниковых радиоканалах являются:

1) обеспечение подлинности и целостности передаваемой командно-программной информации;

2) обеспечение конфиденциальности данных и командно-программной информации;

3) обеспечение идентификации и аутентификации объектов и субъектов процесса управления в спутниковых радиоканалах;

4) защита от несанкционированного вхождения в связь, а также защита от несанкционированных действий пользователей спутниковых радиоканалов;

5) Обеспечение юридической ответственности пользователей за сформированные, переданные, принятые и исполненные команды;

6) управление специальными данными.

Проблема безопасности информации, передаваемой по спутниковым радиоканалам, требует решения проблем помехозащищенности и имитостойкости. В существующих системах на сегодняшний день эти проблемы решаются раздельно. Проблема помехозащищенности решается либо за счет увеличения энергетических ресурсов спутниковой радиолинии, либо за счет применения на физическом уровне сложных сигналов с частотной избыточностью. Требуемая имитостойкость обеспечивается посредством криптографического преобразования дискретной информации. Однако в такой концепции защиты информации не реализуются потенци-

альные возможности спутниковых систем связи и управления по обеспечению безопасности информации [1]. Комплексное решение проблемы помехозащищенности и имитостойкости достигается за счет реализации в спутниковом радиоканале динамической смены форм сигналов, при которой соответствие «информационный символ — сигнал-переносчик» изменяется во времени по псевдослучайному закону [2].

Важной частью системы спутниковой связи и управления, реализующей режим динамической смены форм сигналов, является система синхронизации управляющих генераторов. Эта система должна обеспечить не только синхронность работы генераторов управляющих множеств наземной и бортовой аппаратуры, но и синхронность применения конфиденциальных ключей. Используемые конфиденциальные ключи, в зависимости от реализованного алгоритма функционирования генераторов управляющих множеств, могут быть как симметричными, так и несимметричными. Реализация режима динамической смены форм сигналов позволяет решить на физическом уровне проблему защиты спутниковых систем связи и управления от несанкционированного доступа к каналу и обеспечит активную имито- и помехозащиту [2].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для технической реализации системы защиты информации в ЕС СПИ требуется реализовать следующие положения.

- Защищите подлежат вся информация и ресурсы, представленные в ЕС СПИ.
- Защита информации производится не менее чем на двух уровнях - прикладном и сетевом.
- На прикладном уровне каждое ведомство или группа ведомств защиту информации осуществляют с разграничением по уровням секретности и ведомствам.
- Для защиты информации на прикладном уровне в той или иной мере применяются механизмы аутентификации, в том числе цифровой подписи, контроля целостности и подлинности, шифрования, управления доступом, автоматического протоколирования и аудита.
- Управление ключевыми структурами и безопасностью на прикладном уровне производится с ведомственных центров, которые взаимодействуют с главным и, возможно, региональными центрами управления безопасностью в ЕС СПИ.
- Защита трафика сети осуществляется на сетевом уровне посредством инкапсуляции пакетов с ис-

пользованием высокоскоростных алгоритмов шифрования с распределением и выработкой секретных пакетных ключей по каждому направлению в системе с открытым распространением ключей.

- На начальном этапе создания сети для реализации механизмов защиты используются процедуры и алгоритмы, разрешенные для применения в Украине, а на последующих этапах — и национальные, получившие соответствующие сертификаты.
- Процедуры и алгоритмы, в зависимости от финансовых возможностей Украины, могут быть реализованы программно, программноаппаратно или аппаратно.
- Защита информации, в том числе управление доступом в выделенных локальных сетях, производится специальным сервером-администратором.
- Защита локальных сетей от угроз извне производится с использованием специальных экранов (брандмауэров).
- Процедуры идентификации, аутентификации и обмена ключами реализуются с использованием состоятельных протоколов.
- В отдельных локальных сетях и ведомствах на прикладном уровне может осуществляться несколько процедур цифровой подписи, управления доступом и шифрования.
- Параметры процедур и алгоритмов защиты ин-

формации выбираются с учетом допустимых рисков и ограничений с использованием соответствующих показателей.

- На всех уровнях осуществляется обработка кодов возврата преобразований, которые фискально доступны соответствующим центрам управления безопасностью.

Изложенные предложения могут быть взяты за основу при разработке политики безопасности и системы защиты информации в ЕС СПИ.

1. Горбенко И. Д., Стасев Ю. В. Безопасность информации в космических системах связи и управления // Космічна наука і технологія.—1996.—2, № 5/6.—С. 64—68.
2. Стасев. Ю. В., Горбенко И. Д., Пастухов Н. В. Аутентифікація в косміческих системах зв'язку і управління з множественным доступом // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1/2.—С. 83—86.

PROPOSITIONS FOR ENSURING THE INFORMATION SECURITY IN THE COMMON UKRAINIAN SATELLITE SYSTEM OF INFORMATION TRANSMISSION

I. D. Gorbenko, Yu. V. Stasev, A. V. Potii,
and A. M. Tkachev

We propose a concept of constructing a system which would ensure the information security in the common satellite system of information transmission being created in Ukraine. General ideas of the construction of the information protection system are considered.

УДК 528.8(15):629.78

Огляд стану та тенденцій розвитку дистанційного зондування Землі

В. П. Зубко¹, П. Я. Іськов¹, І. Я. Подолюх², Я. І. Стефанишин¹

¹Національне космічне агентство України, Київ

²Науково-технічний центр «Космознімок», Київ

Надійшла до редакції 23.04.98

Розглянуті загальні питання дистанційного зондування Землі як одного з головних напрямків дослідження космічного простору. Проведено огляд діючих та запланованих до запуску космічних систем для отримання інформації про Землю в різних діапазонах електромагнітного спектру. Наведені основні характеристики космічної системи спостереження Землі «Січ» і запропоновані шляхи її удосконалення.

ВСТУП

Сучасний розвиток цивілізації характеризується зростанням народонаселення, підвищеннем техногенного впливу на навколоіснє природне середовище, збільшенням втрат від катастрофічних та не передбачених завчасно гідрометеорологічних явищ в природі і т. ін. З метою дослідження цих глобальних процесів все ширше застосовується одна із найсучасніших космічних технологій — дистанційне зондування Землі. Серед фахівців не існує єдиного терміну для визначення цього напрямку розвитку науки та технологій. В основному використовуються два терміни: «дистанційне зондування» (remote sensing) та «спостереження Землі» (Earth observation). Автори більш скильні вживати поширеній серед українських науковців та фахівців термін «дистанційне зондування Землі», або ДЗЗ.

Обсяги фінансування програм ДЗЗ (за даними 1994—1996 рр.) в бюджетах організацій, які відповідають за державну космічну політику, приведено в табл. 1. Аналіз таблиці дає можливість зробити висновок, що фінансування програм ДЗЗ в країнах, які займаються дослідженням та використанням

космічного простору, займає найвищі пріоритети і складає значну частку (від 10 до 50 % загальних обсягів фінансування космічних досліджень). При цьому слід зазначити, що зменшення долі державного фінансування програм ДЗЗ, наприклад, в США, не означає зменшення уваги з боку держави, а характеризує високий ступінь розвитку приватного сектору в цій галузі. Обсяги фінансування програм ДЗЗ в Україні (більше 30 % від загальних обсягів фінансування космічних програм) свідчать про велике значення, яке надається цьому напряму

Таблиця 1. Обсяги фінансування програм ДЗЗ (у відсотках до загальних обсягів фінансування космічних програм)

Назва організації	Обсяг, %
BNSC (Британський національний космічний центр)	50
CSA (Канадське космічне агентство)	24
DARA (Німецьке космічне агентство)	23
ESA (Європейське космічне агентство)	19
CNES (Французьке космічне агентство)	12
NASA (Національна аеронавтична і космічна адміністрація, США)	10
НКАУ (Національне космічне агентство України)	30

розвитку космічних досліджень в нашій державі.

Кінцевою метою ДЗЗ є отримання за допомогою аерокосмічних засобів достовірної інформації про геосферу у різних діапазонах електромагнітного спектру для подальшого науково-прикладного використання.

Головними складовими частинами систем ДЗЗ є космічний та наземний сегменти, а також фінансово-правові та організаційно-технічні аспекти взаємодії зі споживачами аерокосмічних даних.

До космічного сегменту відносяться космічні апарати (КА) та засоби виведення їх на орбіту — ракети-носії (РН).

До складу наземного сегменту входять:

- наземні комплекси контролю та управління (НКУ) КА;
- наземні комплекси прийому та архівації даних ДЗЗ, а також програмно-технічні засоби обробки (включаючи калібрування даних) і розповсюдження одержаної інформації.

Враховуючи те, що РН та НКУ складають самостійні напрямки космічної діяльності, в даній статті вони не розглядаються.

Таким чином, класична структурна схема системи ДЗЗ включає в себе взаємодію космічного і наземного сегментів та підсистем забезпечення етапів розробки, виготовлення і експлуатації технічних засобів. Історично ці системи розвивалися від космічного сегменту як найскладнішого елементу. Але останнім часом у зв'язку з накопиченням величезних обсягів аерокосмічних даних (сотні Тбайт), все більше уваги приділяється питанням їх ефективного використання. Тому автори вважають доцільним комплексний аналіз ДЗЗ проводити починаючи від «входу» системи (дані) до її «входу» (космічні апарати).

При цьому за кінцеву мету можуть бути прийняті наступні цілі ДЗЗ в рамках космічної програми України:

- створення системи постійного та безперервного забезпечення даними ДЗЗ суб'єктів виробничо-господарської, наукової та управлінської діяльності державного, регіонального та місцевого рівнів, пов'язаних із захистом та контролем навколошнього природного середовища, раціональним використанням природних ресурсів, несприятливими змінами клімату, погіршенням екологічного стану, кризовими природними та техногенними процесами, включаючи ті, що мають транскордонний характер;
- розвиток аерокосмічної галузі, вдосконалення космічної системи спостереження Землі «Січ» шляхом оснащення її комплексом апаратури переважно вітчизняного виробництва;

- створення системи підготовки та перепідготовки фахівців з ДЗЗ;
- зміцнення міжнародного статусу України як космічної держави та створення підвалин для діяльності на світовому ринку космічних послуг, шляхом інтегрування космічної системи спостереження Землі «Січ» в європейську та міжнародну системи спостереження Землі (EEOS та EOS).

Запуск 31 серпня 1995 р. та експлуатація, під юрисдикцією України, КА для спостереження Землі «Січ-1» стали початком практичної реалізації зазначених цілей.

Одним із важливих параметрів, що характеризують системи ДЗЗ, є оперативність отримання даних. Чим менше часу проходить від замовлення аерокосмічних даних до їх отримання, тим краще для кінцевих споживачів. Особливої важливості це набуває при прогнозуванні та попередженні надзвичайних природних та техногенних ситуацій. Провідне значення у підвищенні оперативності одержання даних ДЗЗ відводиться сучасним високопродуктивним і надійним телекомунікаційним та інформаційним системам. Вони забезпечують взаємодію центрів контролю та управління КА, прийому, обробки і тематичного аналізу даних, а також дозволяють мати доступ до розподілених (як правило, по різних відомствах) банків допоміжних даних, що мають важливе значення для інтерпретації і створення кінцевого продукту.

Сучасні тематичні аспекти використання аерокосмічних даних тісно пов'язані з розвитком геоінформаційних систем (ГІС). Наприклад, центр ДЗЗ Державного департаменту сільського господарства США, який оснащено сучасним потужним програмно-технічним комплексом, дозволяє п'ятьом експертам (за числом континентів: Європа, Азія, Америка, Австралія, Африка) обробляти відповідні дані з КА NOAA, «Спот» («Ландсат», IRS), агрометеорологічні та архівні дані і кожні 10 днів складати бюллетень з оцінкою стану та прогнозом урожайності основних сільськогосподарських культур на нашій планеті. Ця інформація відіграє важливу роль в обґрунтуванні цінової політики на сільськогосподарську продукцію та плануванні експортно-імпортних операцій, що в кінцевому результаті впливає на фактори стабільності та розвитку агропромислового сектору США.

Слід зазначити, що вирішення природоресурсних і природоохоронних задач тісно пов'язане з супутниковими системами збору і передачі даних від наземних платформ. Для цього використовуються як геостаціонарні, так і низькоорбітальні КА ДЗЗ, а також спеціалізовані супутниківі системи зв'яз-

Таблиця 2. Статистичні дані про стихійні лиха на Землі за 1960—1989 рр.

Класифікація лих	Кількість лих	Доля, %	Кількість жертв	Доля, %	Кількість потерпілих	Доля, %
Громадянські зіткнення	137	5.8	2 912 612	62.2	117 493 613	5.6
Засуха і голод	308	13.1	636 583	13.6	1 085 563 917	51.8
Землетруси, вулкани	315	13.4	497 500	10.6	42 023 615	2.1
Шторми, повені	1109	47.1	536 820	11.5	845 462 237	40.3
Пожежі, епідемії	486	20.6	96 843	2.1	4 811 138	0.2
Всього	2355	100.0	4 680 358	100.0	2 095 354 520	100.0

ку. Наприклад, космічний сегмент добре відомої системи ARGOS базується на КА спостереження Землі NOAA, а супутникова система PRODAT (призначена для підтримання зв'язку та передачі даних з рухомих об'єктів) базується на італійському супутнику зв'язку «Італсат».

Роль даних ДЗЗ важко переоцінити, особливо якщо це пов'язано з прогнозуванням стихійних лих гідрометеорологічного характеру (засух, повеней, ураганів, штормів), бо саме вони мають великий вплив на життя більшості жителів планети.

В табл. 2 наведено статистику, зібрану Бюро з надання допомоги потерпілим від стихійних лих (США). За 1960—1989 рр. більш ніж 90 % потерпілого населення постраждали від гідрометеорологічних явищ.

Крім того, своєчасне оперативне попередження та достовірне прогнозування гідрометеорологічних явищ має не тільки соціальне, а й економічне значення. Наприклад, економічні збитки від урагану «Ендрю» в 1992 р. склали 25 млрд дол. США. Тому розробка, створення і експлуатація високоефективних та надійних аерокосмічних систем ДЗЗ є актуальним завданням.

Різні країни вирішують це питання, виходячи зі своїх науково-технічних та фінансових можливостей. Одні мають лише відповідні структури і програмно-технічні засоби для обробки закуплених супутникових даних. Інші створюють власні наземні пункти для безпосереднього прийому даних від КА ДЗЗ різних країн на основі відповідних угод та контрактів. Слід зазначити, що власники наземних станцій тільки за право прийому даних повинні сплачувати сотні тисяч дол. США щорічно. Крім того, додатково нараховується плата за замовлену кількість і тривалість прийому даних (тобто їх обсяг), причому ця плата має тенденцію до зростання. Наприклад, щорічна плата за право прийому даних (ліцензія) від КА «Спот» (Франція) складає 800 тис. фр. франків (біля 150 тис. дол. США), а запланованого до запуску КА «Ландсат-7» — 600 тис. дол. США. Тільки найбільш економічно розвинені країни володіють повною системою одер-

жання даних ДЗЗ, яка включає взаємодію власного наземного та космічного сегментів і забезпечує в отриманні даних ДЗЗ незалежність від різних політичних та економічних факторів на світовому ринку космічних послуг.

В статті зроблено спробу розглянути загальні питання ДЗЗ, проаналізувати відповідні розділи космічних програм провідних зарубіжних країн, а також стан і тенденції розвитку космічного та наземного сегментів систем ДЗЗ.

Автори вдячні інженерові ДНВЦ «Природа» Хильчевській Тетяні Олександровні за допомогу в підготовці та оформленні матеріалів цієї роботи.

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА ПРОГРАМ ДЗЗ ТА ТЕМАТИЧНОГО ВИКОРИСТАННЯ ДАННИХ

Космічні дослідження високорозвинених країн світу проводяться в основному в рамках національних космічних програм. В той же час існує стійка тенденція до координації досліджень між країнами шляхом виконання міжнародних космічних програм. Це пов'язано зі світовим розподілом праці та намаганням підвищити ефективність космічної діяльності.

З метою розширення міжнародного співробітництва та координації робіт з ДЗЗ в 1984 р. був створений міжнародний Комітет супутниковых спостережень Землі (CEOS). Національне космічне агентство України (НКАУ) з 1993 р. є членом цього Комітету, що підтверджує міжнародне визнання нашого науково-технічного потенціалу в галузі ДЗЗ. На поточний момент цей Комітет об'єднує 36 організацій, які представляють інтереси 18 країн, 8 міжнародних організацій і 5 міжнародних програм. Члени CEOS планують провести більше ніж 80 запусків КА протягом наступних 15 років, на борту яких буде розміщено біля 200 різних приладів, що забезпечуватимуть вимірювання багатьох параметрів, необхідних для вивчення навколошнього середовища Землі [9].

Разом з тим ДЗЗ являє собою одну з галузей

прикладного та комерційного використання космосу, яка досить швидко розвивається. Це обумовлено різким зниженням вартості засобів обробки даних (зокрема персональних комп'ютерів), широким використанням ГІС та доступністю даних високої роздільності (1—5 м), які раніше використовувалися виключно у військовій сфері.

На світовому ринку спостерігається стійке підвищення попиту на дані ДЗЗ, які дозволяють вирішувати першочергові завдання екологічного моніторингу, контролю господарської діяльності, вивчення та раціонального використання природних ресурсів Землі і т. ін. За даними фірми SEAI (США) в період 1987—1997 рр. загальний обсяг світового ринку продажу даних ДЗЗ з космосу склав 7.2—9 млрд дол. США (в середньому 720—900 млн дол. щорічно [4]). Ці дані узгоджуються з даними Комісії Європейського Співовариства (1996 р.) про світовий цивільний (невійськовий) ринок ДЗЗ, який наведено в табл. 3. При цьому наголошується, що європейський ринок даних та їх використання (за виключенням метеорологічних) на 2000 р. складе майже 270 млн єку.

До останнього часу основними джерелами інформації для задоволення світового попиту в даних ДЗЗ були багатоцільові оптико-електронні супутникові системи «Ландсат» (США) та «Спот» (Франція). Проте все більшого застосування набувають дані радіолокаційних супутниковых систем європейського космічного агентства (ERS-1, -2), а також оптичних індійських КА серії IRS. Причому радіолокаційні дані не конкурують з даними оптичних датчиків, а використовуються разом з ними, суттєво розширюючи можливості природоресурсних досліджень, контролю екологічної обстановки, і особливо моніторингу небезпечних гідрометеорологічних явищ (паводків, підтоплень) та льодового стану в районах Арктики і Антарктики.

Основними постачальниками даних ДЗЗ на світовому ринку є французька компанія «Spot Image», європейська «Eurimage», канадська «Radarsat International» та, до недавнього часу, американська компанія EOSAT, яка після об'єднання в кінці

Таблиця 3. Світовий ринок цивільного (невійськового) ДЗЗ

Вид діяльності	Обсяг, млрд єку
Створення супутників та їх запуск	12.0
Продаж даних	1.2
Створення та продаж наземних засобів прийому та обробки даних	4.0
Створення, продаж та експлуатація засобів та програмного забезпечення для тематичної обробки даних	12.0

1996 р. з компанією «Space Imaging» має назву «Space Imaging EOSAT».

Серйозним ударом для консорціуму EOSAT і для світового співовариства споживачів даних ДЗЗ була втрата під час запуску в 1993 р. американського КА «Ландсат-6» (затрати на його створення оцінені в 260 млн дол. США), який дозволив би отримувати як панхроматичні, так і багатоспектральні дані з роздільною здатністю від 15 до 60 м. Ця подія привела до суттєвих змін на світовому ринку даних ДЗЗ, стимулюючи пошук альтернативних джерел аналогічної інформації шляхом більш ретельного аналізу можливостей діючих та перспективних (запланованих до створення) космічних засобів (наприклад, мікросупутників), вивчення та розширення можливостей використання архівів даних військових розвідувальних КА і т. ін.

Що стосується інформації з російських космічних засобів ДЗЗ, то на світовому ринку значний інтерес виявляється до знімків високого розрізnenня, які отримуються з КА фотоспостереження серії «Ресурс-Ф», а також з військових розвідувальних систем, що мають геометричне розрізnenня до 2 м. Однак останнім часом помітне намагання американської фірми «Space Imaging EOSAT» завоювати цю частину світового ринку шляхом створення власних комерційних систем ДЗЗ на базі військових розвідувальних КА. Адміністрація президента і конгрес США сприяють процесу комерціалізації даних ДЗЗ, виділяючи кошти на їх закупівлю для програм NASA.

Далі подамо аналіз деяких програм ДЗЗ, звертаючи особливу увагу на можливості раціонального використання набутого в світі досвіду для вирішення національних інтересів України та визначення її місця на світовому ринку цього виду послуг.

Супутникова система «Ландсат» створювалась NASA як експериментальна в зв'язку з тим, що в кінці семидесятих років панувала думка, згідно з якою дані спостереження Землі з космосу, як і топографічні карти, не повинні бути предметом комерціалізації. Однак з середини 1980-х років це правило було переглянуте і почалася комерціалізація системи шляхом передачі її в експлуатацію приватному консорціуму EOSAT. Початково було встановлено низький рівень цін на дані (блізько 5 дол. США за один знімок), що сприяло широкому впровадженню їх у сфері дослідження природних ресурсів Землі та в інших галузях господарської діяльності. Після того як сформувалося усталене коло споживачів та було побудовано ряд наземних станцій прийому даних в різних країнах, розпочалося підвищення цін (до 4 000 дол. США за знімок). Основними споживачами даних «Ландсат»

стали Державний департамент сільського господарства та Міністерство оборони США, а також суб'єкти управлінської і господарської діяльності розвинутих країн.

Основними напрямками використання даних «Ландсат» є картографія, землекористування, розвідка нафти та мінеральних сировин, лісове господарство, гідрологія, сільське господарство, будівництво, океанографія та вивчення шельфів. Наприклад, компанія EOSAT мала понад 8 тисяч споживачів даних в більш ніж 100 країнах. Незважаючи на це, компанія докладала значних зусиль для розширення кола споживачів даних, сприяючи якомога повному задоволенню їх потреб шляхом створення нових видів продукції, підвищення операцівності постачання інформації та гнучкою ціновою політикою (зниження цін на всі види продукції для країн, що розвиваються, надання пільгових цін на продукцію для наукового використання, знижки при замовленні копій продукції і т. п.).

В 1995 р. EOSAT отримала виключне право на розповсюдження даних за межами Індії з індійських супутників ДЗЗ серії IRS. Цим компанія значно покращила своє становище після втрати КА «Ландсат-6» та прийняття рішення про те, що експлуатувати КА «Ландсат-7» (створюється на замовлення NASA та Пентагону, запланований до запуску в 1998 р.) буде Національна адміністрація з океанографії та атмосфери США (NOAA).

Об'єднання компаній «Space Imaging» та EOSAT, безумовно, посилило лідеруючу роль американського приватного сектору в комерційній сфері ДЗЗ.

Програма «Спот» створювалася як система по-двоєного призначення (в інтересах Міністерства оборони та цивільних споживачів даних) і з самого початку була орієнтована урядом Франції на комерційну основу. Розраховуючи на підвищений інтерес до даних КА «Спот» та керуючись комерційними міркуваннями, для управління даними була створена компанія «Spot Image» у вигляді акціонерного товариства закритого типу. В цій компанії CNES володіє пакетом акцій в розмірі 35 %. Відразу ж було встановлено високий рівень цін на дані «Спот» (в середньому 1 дол. США за 1 км² площи досліджуваної території). На поточний час «Spot Image», як і компанія «Space Imaging EOSAT», має розгалужену мережу приймальних станцій.

Розподіл споживачів інформації КА «Спот» серед регіонів світу (у відсотках від загальної кількості) наведено в табл. 4. Як бачимо, цей розподіл має досить рівномірний характер, що свідчить про наявність розвинутого світового ринку даних ДЗЗ.

Розподіл обсягів продажу даних КА «Спот» серед основних галузей використання даних (у відсотках

Таблиця 4. Розподіл споживачів інформації КА «Спот» серед регіонів світу (у відсотках від загальної кількості)

Назва регіону	%
Близький та Середній Схід	7
Європа	30
Північна та Латинська Америка	25
Азіатсько-Тихоокеанський регіон	32
Африка	6

Таблиця 5. Розподіл обсягів продажу даних КА «Спот» серед основних галузей використання даних (у відсотках від загального обсягу продажу)

Назва галузі використання даних	%
Геологія	8
Контроль стану навколошнього природного середовища	12
Сільське та лісове господарство	22
Містобудування	10
Картографія і геоінформаційні системи	41
Інші	7

від загального обсягу продажу) наведено в табл. 5. Основними споживачами даних ДЗЗ є галузі картографії та ГІС, сільського та лісового господарства, а також контролю стану навколошнього природного середовища та містобудування.

Неприємною несподіванкою для споживачів даних стало раптове припинення в 1996 р. функціонування КА «Спот-3» (запущений в 1993 р.). Зараз на орбіті постійно працює КА «Спот-2» (запущений в 1990 р.) та, періодично, «Спот-1» (запущений в 1986 р.). Але вони вже відпрацювали свій технічний ресурс, і 24 березня 1998 р. було здійснено запуск чергового супутника цієї серії — «Спот-4».

Однією з головних переваг КА «Спот» є можливість отримання стереоскопічних зображень. Помільші перспективи розвитку програми та комерційні успіхи пов'язуються з розширенням ринків завдяки новим видам продукції та галузям застосування. Технічні нововведення на КА «Спот-5», повинні забезпечити підвищення просторової розрізнявальної здатності до 5 м в панхроматичному режимі і до 10 м в багатоспектральному режимі (при збереженні ширини смуги огляду 60 км). За прогнозами до 2002 р. це дасть можливість досягнути обсяг продажу даних до 1 млрд франків (блізько 200 млн дол. США) щорічно. Разом з цим слід зазначити, що на КА «Спот-4» встановлено прилад «Vegetation», який за своїми параметрами дуже близький до приладу AVHRR (радіометр високої роздільної здатності), розміщеного на борту КА

серії NOAA. Прилад «Vegetation» має 5 спектральних каналів в діапазоні 0.43—1.75 мкм з просторовою роздільною здатністю в надирі 1.15 км і максимальною смугою огляду біля 2200 км. З цим приладом пов’язана окрема європейська програма, яка прийнята на рівні Європейської Комісії з метою використання результатів ДЗЗ в екологічних дослідженнях, сільськогосподарському та лісовому моніторингу, а також дослідженнях глобальних змін клімату на Землі.

Європейська програма ERS розроблялася і виконується європейським космічним агентством (ESA), членами якого є 14 європейських країн і Канада (на правах асоційованого члена). Запуски супутників ERS-1 (1992 р.) і ERS-2 (1996 р.), головним бортовим приладом яких є радіолокатор з синтезованою апертурою (PCA, або SAR), вважаються значним кроком до створення нового покоління супутникових систем ДЗЗ. Бортова апаратура цих КА дозволяє з високою розрізнювальною здатністю (блізько 25 м) вимірювати цілий ряд параметрів навколошнього природного середовища, не охоплених існуючими оптичними супутниковими системами. За допомогою радіолокаційної апаратури отримується зображення океанів, льодового покриву і суші, а також здійснюється моніторинг поверхні Землі незалежно від наявності хмар та умов освітлення Сонцем.

Радіолокаційні дані з КА ERS покривають ділянку місцевості розміром $100 \times 100 \text{ км}^2$. Комплексування цих даних з даними оптичних приладів КА «Спот», що мають невеликі геометричні похибки зображенень, дозволяє ліквідувати основний недолік радіолокаційних зображень — викривлення, обумовлені впливом рельєфу місцевості.

Найбільше комерційне значення у використанні даних КА ERS мають такі напрямки:

- забезпечення розвідки і розробки родовищ нафти, газу та мінеральної сировини на шельфі;
- вибір маршрутів руху морських суден;
- раціональна організація морського рибальства;
- удосконалення проектувальних і будівельних робіт на шельфі.

Японська програма ДЗЗ направлена на систематичне і глобальне спостереження Землі в різних діапазонах спектру. З цією метою на навколоzemній орбіті, крім геостаціонарного КА GMS, на сонячно-синхронних орбітах знаходяться КА з оптичним бортовим обладнанням MOS-1b і JERS-1, оснащений радіолокатором з синтезованою апертурою та оптико-електронним сканером.

Одним із основних проектів Національного японського космічного агентства (NASDA) є створення перспективного супутника для спостереження Зем-

лі ADEOS (Advanced Earth Observing Satellite). Слід зазначити, що ця програма оцінюється в 600—700 млн дол. США і виконується в кооперації з NASA та CNES. 17 серпня 1996 р. запущено перший супутник цієї серії, на борту якого розміщено 7 приладів для визначення кольору і температури океану, вимірювання швидкості та напрямку вітру над поверхнею океанів, спостереження за станом озонового шару, визначення поляризації і напрямку сонячного випромінювання, відбитого атмосферою, а також вимірювання параметрів атмосфери за допомогою лазерного випромінювання, переданого з наземної станції і відбитого від рефлектора, що розміщений на борту супутника. На жаль, час активного функціонування ADEOS-1 виявився менше 1 року, і NASDA після аналізу телеметрії та спроб налагодити управління в липні 1997 р. офіційно заявило про припинення його функціонування. Наступний КА цієї серії ADEOS-2 заплановано до запуску в 1999 р.

Індійська супутникова система IRS базується на оптико-електронних приладах для ДЗЗ. Продукцію з даними КА IRS за якістю зображень можна порівняти з продукцією, яка отримується на основі даних американських і французьких КА. В зв’язку з цим вона була конкурентоспроможна на світовому ринку, хоча й не мала на нього виходу до аварії з КА «Ландсат-6». Дані, записані на магнітних стримерних стрічках або на компакт-дисках, розповсюджують за межами Індії через свою мережу компанія «Space Imaging EOSAT». Формати даних IRS сумісні з форматами даних КА «Ландсат», що зручно для споживачів даних.

Основні галузі застосування інформації: раціональне використання земель, сільське та лісове господарство, гідрологія, класифікація ґрунтів, картографування зволожених земель берегової зони, вивчення природних ресурсів, моніторинг стихійних лих, картографія і т. п.

Треба також відзначити, що індійський геостаціонарний КА «Інсат», крім вирішення метеорологічних задач, використовується для збору та передачі даних з наземних платформ завдяки присутності на борту відповідного комунікаційного обладнання.

Концепція ДЗЗ Російського космічного агентства ставить перед собою мету вирішення задач моніторингу навколошнього природного середовища, які розділені на п’ять ключових проблем різної виробничо-господарської та наукової направленості:

- контроль факторів впливу на погоду та клімат з метою достовірного прогнозування погоди і змін клімату, включаючи і навколоземний космічний простір;

- контроль стану джерел забруднення атмосфери, води і ґрунту з метою забезпечення природоохоронних органів федерального і регіонального рівнів інформацією для прийняття адекватних управлінських рішень;
- оперативний контроль надзвичайних ситуацій техногенного і природного характеру з метою ефективного планування та своєчасного проведення заходів щодо ліквідації їх наслідків;
- інформаційне забезпечення проведення земельної реформи, раціонального землекористування та господарської діяльності;
- створення динамічної моделі Землі як системи з метою прогнозування порушення екологічного балансу і розробки заходів для збереження середовища життєдіяльності людини.

Вирішення цих задач на поточний момент і на найближчу перспективу здійснюється за допомогою супутниковых підсистем, що базуються на КА «Метеор», «Ресурс», «Океан» («Січ»), пілотованої станції «Мир» (модуль «Природа») та геостаціонарного «Електро». Вважається, що такий склад угруппування космічного сегменту виправданий, а перспективність його розвитку вбачається в автономному розвитку цих підсистем на основі модернізації, створенні принципово нових КА, а також максимального врахування можливостей конверсії військових розвідувальних супутників. Подвійне використання останніх вважається доцільним для вирішення тих задач, які потребують найвищої просторової роздільності та всепогодності спостереження.

Визнається, що існуючий російський наземний комплекс прийому, обробки, архівації та розповсюдження даних ДЗЗ застарів і не відповідає сучасним вимогам. В зв'язку з цим необхідно його структурно та технічно вдосконалювати. Заплановано в максимально короткий термін глибоко технічно переоснастити наземний сегмент, створити архіви і розподілені бази даних на сучасному інформаційному рівні, забезпечити стандартизацію форматів і носіїв даних та їх сумісність з супутниковими системами інших країн, створити розгалужену систему обміну і розповсюдження даних, забезпечити значне підвищення якості обслуговування споживачів даних ДЗЗ.

Принциповим моментом російської концепції ДЗЗ є всебічне використання можливостей міжнародного співробітництва. Особливим напрямком є співробітництво з країнами СНД, яке визнається доцільним забезпечувати у відповідності з наступними принципами і правилами:

- об'єднання країн СНД, зацікавлених у співробітництві з Росією, в рамках організацій за

- тиром європейських організацій ESA чи EUMETSAT;
- забезпечення сусідніх з Росією країн даними ДЗЗ, з відповідною компенсацією цими країнами додаткових витрат Росії на ці роботи;
- створення ліній зв'язку між російськими центрами і аналогічними службами в країнах СНД за рахунок зацікавлених країн;
- правила і процедури розповсюдження космічної інформації від російських КА ДЗЗ в країни СНД повинні бути ідентичні тим, що діють в подібних умовах в рамках ESA, WMO, EUMETSAT;
- створення і розміщення нових міжнародних та територіальних центрів, малих і автономних пунктів прийому та обробки інформації ДЗЗ, а також платформ збору даних повинно виконуватися на основі окремих угод з Росією;
- створення нових КА ДЗЗ країнами СНД (у випадку спільнотою їх використання Росією) доцільно здійснювати на договірній основі.

Важливе значення для вдосконалення апаратури КА та розвитку методів ДЗЗ відіграє міжнародний багатоцільовий комплексний проект «Природа». Сам модуль, який повинен працювати в автоматичному режимі і на якому розміщено більше 20 пристрій, успішно запущений та зістикований з орбітальною станцією «Мир» навесні 1996 р. Ale пріоритетність проведення інших програм на орбітальній станції та деякі технічні проблеми на модулі «Природа» не дозволили здійснити в 1997 р. запланований обсяг робіт.

Наведений вище короткий аналіз програм ДЗЗ практично охопив всі основні аспекти цього напряму космічної діяльності. Серед інших національних космічних програм значна увага приділяється вдосконаленню і розвитку ДЗЗ в Австралії, Аргентині, Бразилії, Ізраїлі, Китаї, Новій Зеландії, Таїланді. Особливою уваги заслуговує запуск в листопаді 1995 р. канадського КА «Радарсат», розробка і створення якого оцінені в 500 млн дол. Канади (360 млн дол. США). На його борту розміщено радіолокатор з синтезованою апертурою, який має 6 режимів роботи, що відрізняються смугою огляду і роздільною здатністю. Найвища роздільна здатність (10 м) досягається на дільниці $50 \times 50 \text{ км}^2$, а найнижча (100 м) — на дільниці $500 \times 500 \text{ км}^2$.

НАЗЕМНИЙ СЕГМЕНТ

В той час як кількість наземних центрів для управління КА дорівнює кількості діючих супутниковых систем ДЗЗ, кількість наземних центрів для

прийому та обробки даних значно перевищує їх. Наземний сегмент може бути поділений на дві основні категорії, в залежності від можливостей прийому даних з:

метеорологічних КА (геостаціонарних та низькоорбітальних);
неметеорологічних низькоорбітальних КА (дослідницьких і комерційних).

Наземний сегмент для геостаціонарних метеорологічних КА складається з центральної станції і приймальних станцій споживачів даних. Центральна станція працює в режимі прийому—передачі таким чином, що кожні 30 хв приймає дані з КА, обробляє їх і через ретранслятор, встановлений на цьому ж супутнику, передає зображення на приймальні станції споживачів метеорологічної інформації. Дані передаються в двох режимах роздільної здатності. Найбільш поширеним серед споживачів є загальнодоступний прийом знімків низького розрізnenня (5000 м) в аналоговому форматі WEFAK, який сумісний з аналоговим форматом APT. Дані ж високого розрізnenня (2000 м) передаються в цифровому форматі, і для їх прийому потрібен декодер, який метеорологічним організаціям продается за пільговими цінами, а іншим споживачам — за комерційними.

Наземний сегмент неметеорологічних КА для ДЗЗ включає в себе:

- радіотехнічні засоби прийому даних;
- засоби реєстрації (запису), обробки (синтезування зображення), управління та архівації (каталогізація) даних;
- засоби доставки даних від центрів прийому (накопичення) до користувачів (центрів тематичної обробки);
- засоби службового зв'язку між центрами прийому та центрами управління.

Конкретна структура наземного сегменту залежить від щільноті мережі приймальних станцій, ємності бортового накопичувача даних, а також наявності використання КА зв'язку для передачі інформації.

В засобах прийому даних з КА ДЗЗ наявність бортових приладів високої роздільної здатності обумовлює необхідність використання радіоліній і приймального обладнання на частотах Х-діапазону (5.2—10.9 ГГц) та швидкостях передачі даних 50—320 Мбіт/с. Тому мережа таких станцій досить обмежена в зв'язку з їх високою вартістю. На міжнародному ринку ціна створення центру прийому «під ключ» сягає близько 25 млн дол. США (залежно від типу та конфігурації обладнання), що, в свою чергу, характеризує можливість наземного приймального центру працювати з супутниками

різних систем та забезпечувати високу оперативність отримання даних.

На рис. 1 приведено географію розташування, зони покриття та перелік центрів прийому даних з КА «Спот». Процес створення центрів прийому даних з КА «Спот» динамічно розвивається, і зони покриття цих центрів охоплюють практично всю поверхню Земної кулі, що вказує на широке використання даних в різних регіонах світу.

Важливим елементом наземного сегменту ДЗЗ є технічне забезпечення та організація довготермінового зберігання прийнятих даних (архівaciя). Обсяги даних доволі значні, особливо якщо приймається інформація з КА, які обладнані радіолокаторами з синтезованою апертурою. Так, наприклад, згідно з японським перспективним планом розвитку центру прийому передбачається, що обсяг даних ДЗЗ складатиме 200—280 Гбайт за добу.

Необхідність накопичення таких великих обсягів інформації вимагає використання найновітніших досягнень в техніці запам'ятовуючих пристрій.

Традиційні запам'ятовуючі пристрої на магнітних стрічках на поточний час мають неперевершенні характеристики. Вважається, що найближчим часом на цих типах носіїв будуть досягнуті обсяги інформації до 1 Тбайт при швидкості вводу/виводу — 25 Мбайт/с.

На сьогоднішній день в автоматизованих архівах даних ДЗЗ використовуються WORM-, та EO-диски з оптичним способом запису інформації. Домен WORM-масиву складає від 300 Гбайт до 1 Тбайт інформації, а домен EO-масиву — 30—120 Гбайт. Незважаючи на те, що використання WORM-дисків для архівaciї даних дуже привабливе, на поточний час їх застосування стримується відсутністю промислового стандарту, а значить, несумісністю дисков різних фірм-виробників.

Передбачається, що розвиток технології голограмічного запису даст можливість досягти обсягу інформації до 1 Тбайт на дискеті розміром 2.5 дюйми.

В центрах прийому та обробки даних ДЗЗ скорочення найбільш тривалого процесу обробки і отримання зображення від локатора з синтезованою апертурою потребує застосування потужних і високопродуктивних обчислювальних комплексів. Так, наприклад, 10-процесорний комп'ютерний комплекс австралійського центру ДЗЗ для обробки даних локатора з синтезованою апертурою обійшовся в 11.5 мільйонів австралійських доларів (блія 8 млн дол. США). І хоча ціни на комп'ютери постійно зменшуються, вартість сучасних платформ типу Silicon Graphics складає сотні тисяч доларів США. А саме такі комп'ютерні системи для обробки даних

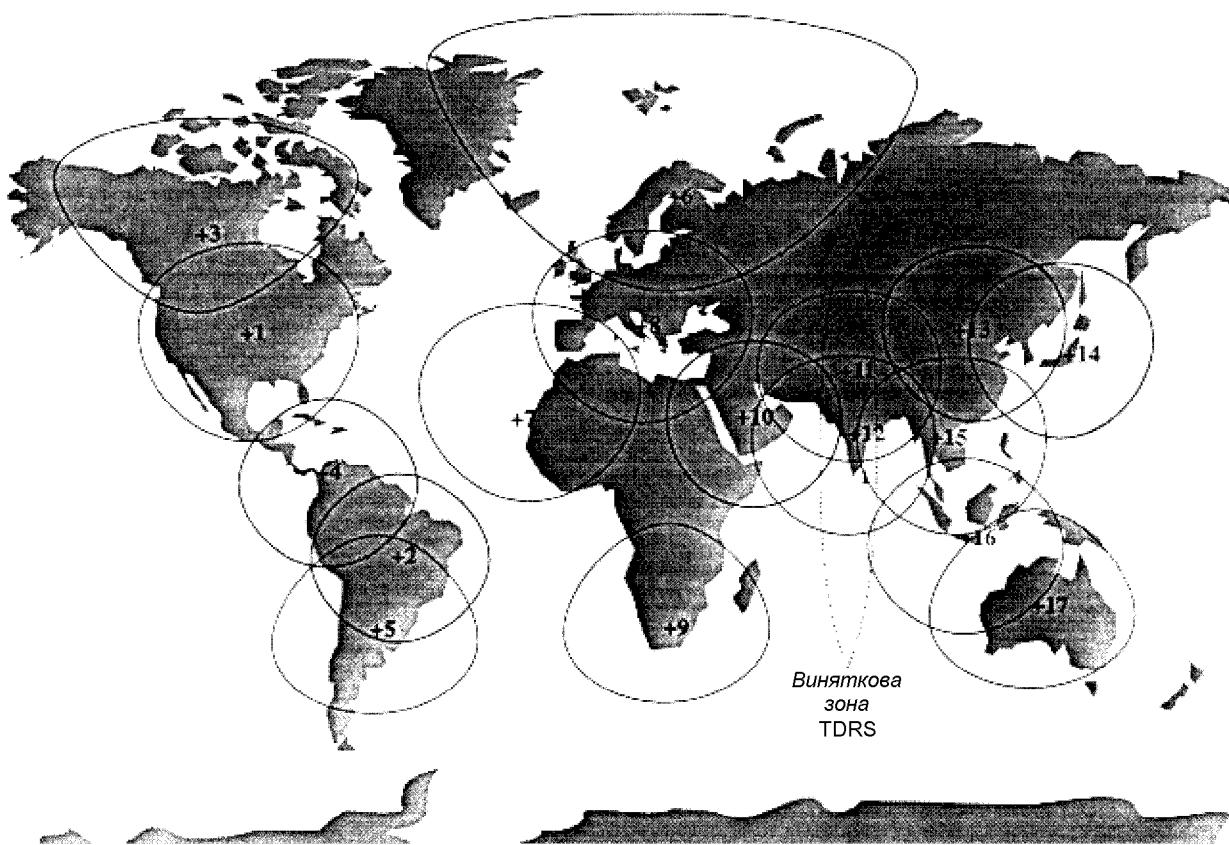


Рис. 1. Географія розташування, зони покриття та перелік центрів прийому даних з КА «Спот» (Франція): Кіруна (Швеція), Маспаломас (Канарські острови), Фунчал (Португалія), Гатіно (Канада), Принс-Альберт (Канада), О'Хігінс (Антарктида, Німеччина), Вест-Фре (Великобританія), Тромсø (Норвегія), Фербенкс (Аляска), Куяба (Бразилія), Котопахі (Еквадор), Хайдарабад (Індія), Хатояма (Японія), Кумамото (Японія), Аліс-Спрінгс (Австралія), Сіоува (Антарктида, Японія), Бангкок (Тайланд). Планується створення пунктів прийому: Хобарт (Австралія), Парепаре (Індонезія), Ізраїль, Ріяд (Саудівська Аравія), Сінгапур, ПАР, Пекін (Китай)

ДЗЗ використовуються в європейському космічному агентстві і американській компанії «Space Imaging EOSAT». Слід також зазначити, що вартість програмного забезпечення для цього класу систем такого ж порядку, чи навіть вище вартості апаратних засобів. Це перш за все стосується операційних систем типу UNIX, систем керування базами даних типу ORACLE. Необхідність використання цих програмних середовищ вимагає наявності також відповідних інструментальних обчислювальних комплексів для розробки прикладних модулів та супроводу такого класу програмно-технічних комплексів.

Засоби передачі та розповсюдження даних характеризуються, як правило, наявністю швидкісних каналів передачі даних. На поточний час на великій кількості наземних приймальних станцій вихідні необроблені дані записуються на стрічки

HDDT і кур'єром доставляються до центрів обробки, але з метою підвищення оперативності доставки достатньо широко застосовуються наземні (декілька Мбіт/с) та супутникові (до 100 Мбіт/с) канали передачі даних. Вважається доцільним використання таких каналів проводити на комерційній основі для підвищення їх рентабельності.

Як правило, доставка даних споживачам виконується поштою на дисках CD-ROM та магнітних стрічках. Найближчим часом, ці способи доставки, збережуть свої домінуючі позиції.

При наявності мережової інфраструктури та критичності до терміну доставки даних, передача інформації споживачам може проводитись з використанням електронних засобів. Базуючись на концепції швидкісних магістралей «Data Highway», в інформаційній системі EOSDIS (Earth Observation Data and Information System), яка розробляється

під егідою NASA, планується доставляти користувачам до 8.5 Тбайт інформації щоденно. Такий спосіб розповсюдження даних також передбачається широко застосувати для розповсюдження малих та середніх обсягів даних з КА ERS-2. Важається, що це буде найдешевший спосіб передачі. Однак зараз таке твердження справедливо тільки для файлів даних, обсяг яких не перевищує декількох Мбайт. Подальший розвиток глобальної мережової інфраструктури та технічна політика Європейського Співтовариства визначать можливість ширшого використання електронних каналів для передачі даних ДЗЗ користувачам.

Окремо слід сказати про можливість розповсюдження даних за допомогою телекомунікаційних супутників. Такий спосіб доставки (BDDN — Broadband Digital Data Network) поки що використовується тільки в особливих випадках в Європі, тому що він передбачає встановлення дорогої обладнання на пунктах прийому та передачі даних, а також оренду супутникового каналу зв'язку, що складає значні кошти.

Ще один спосіб — це передача невеликих обсягів цифрових даних через супутникові телевізійні канали (TELETEXT), що можливо після незначної модернізації апаратури прийому телевізійних сигналів з КА. Останнім часом для доступу користувачів до каталогів про наявні бази даних ДЗЗ провідні компанії («Spot Image», «Space Imaging EOSAT», EURIMAGE) використовують мережу INTERNET.

КОСМІЧНИЙ СЕГМЕНТ

Космічні апарати ДЗЗ. Сучасні КА ДЗЗ проектуються як системи, спеціалізовані або за тематичним принципом вирішуваних завдань (атмосфера, океан, суши, геодезія, картографія), або за типом вибраних датчикових систем та діапазону спектру, в якому проводяться спостереження (оптичного, радіочастотного і т. ін.). Спеціалізація існуючих систем в багатьох випадках пояснюється обмеженими можливостями ракет-носіїв, які не завжди спроможні виводити на орбіти важкі КА, оснащені широким спектром приладів, а також світовою тенденцією підвищенння ефективності витрат на космічні дослідження.

На поточний час в світі існує велика кількість КА ДЗЗ, з яких безперервно проводиться широкий комплекс досліджень в різних смугах електромагнітного спектру.

З метою найбільш ефективного огляду поверхні Землі та використання сонячної енергії для системи

енергозабезпечення, КА ДЗЗ виводяться на кругові полярні синхронно-сонячні орбіти висотою 600—900 км або на геостаціонарні орбіти висотою приблизно 36 000 км.

Геостаціонарні КА ДЗЗ постійно розташовані над певною точкою екватора, і в полі їх зору знаходитьсь видимий з висоти орбіти диск земної кулі. КА цього типу використовуються в основному в інтересах гідрометеорологічних служб та для прогнозу глобальних змін погоди, де висока роздільність не потрібна.

Що стосується КА, які виведені на кругові полярні синхронно-сонячні орбіти, то в полі їх зору знаходитьсь тільки порівняно невелика смуга земної поверхні шириною від десятків до декількох тисяч кілометрів і періодом огляду всієї поверхні Землі за термін від 3 до 30 діб.

Необхідність більш ефективного використання коштів при розробці перспективних систем обумовлює впровадження цілого ряду нових технічних рішень для:

- підвищення терміну активного функціонування супутників. Термін активного функціонування майже всіх діючих КА ДЗЗ складає не менше п'яти років гарантованої працездатності, а для тих, що плануються до запуску, розраховується на 5—7 років. Забезпечення таких великих термінів активного функціонування являє собою чи не найважливіше завдання при створенні КА ДЗЗ в Україні;
- комплексності та багатофункціональності спостережень. Максимальний ефект у використанні даних ДЗЗ досягається при синхронному спостереженні датчиками різних типів (оптичні, радіолокаційні) та рівнів (космічних, авіаційних, наземних);
- сумісності ліній зв'язку та інформаційних параметрів (форматів, каталогів). Існує декілька стандартів, які визнані міжнародними в галузі ДЗЗ;
- можливості отримання даних ДЗЗ в реальному чи близькому до реального масштабі часу. Скорочення терміну від подання заявки на проведення зйомки до одержання інформації для користувача є надзвичайно важливим. Доведення його до 1—2 діб є перспективною задачею на найближчий час. Вимоги оперативного прийому інформації ДЗЗ приводять до необхідності забезпечення користувачів недорогою апаратурою прийому та обробки інформації. В той же час потік інформації, яка передається з борту КА, постійно збільшується, і в зв'язку з цим для її обробки потрібні все потужніші і дорожчі програмно-технічні засоби. Особливо

- це стосується супутників, оснащених РСА, які переважно працюють з безпосередньою передачею інформації на Землю без її накопичення на борту. При цьому швидкості передачі даних з борту КА сягають 300 Мбіт/с. Зменшення потоку інформації досягається шляхом проведення попередньої обробки на борту КА та використання методів стиснення інформації. Крім того, спостерігається тенденція до освоєння нових діапазонів частот (20—40 ГГц) для передачі даних ДЗЗ на наземні пункти прийому;
- зменшення терміну створення космічних апаратів. За час розробки та запуску «класичних» КА ДЗЗ (5—7 років) застаріває сама технологія його створення, а бортові прилади вже не в повній мірі відповідають поточним задачам. В зв'язку з цим останнім часом в світовій практиці значна увага приділяється створенню вузько спеціалізованих міні- та мікросупутників ДЗЗ. Таким чином, стає економічно значно вигідніше замість великих та дорогих супутників створювати кілька невеликих (з однією-двоєма датчиками на борту) та запускати їх сумісно з іншими супутниками як попутний вантаж або груповим методом (декілька супутників одночасно). Сучасний стан розвитку механіки та електроніки дає можливість скоротити час між прийняттям рішення про створення та запуском міні/мікросупутника в 3—4 рази і довести цей термін до 1—2 років.

На рис. 2 приведено перелік діючих та запланованих до запуску КА ДЗЗ. Аналіз цих даних показує, що більшість космічних держав дотримуються принципів забезпечення неперервності одержання даних, комплексності та багатофункціональності спостережень.

Бортова апаратура. На перший погляд, найбільш прийнятним критерієм для класифікації датчикових систем КА має бути тематичний принцип вирішуваних задач: датчики для дослідження атмосфери, суші, клімату тощо. Однак в зв'язку з тим, що один і той же датчик використовується для вирішення декількох тематичних задач, на практиці часто вдаються до додаткових критеріїв класифікації.

Автори вважають найбільш вдалою наступну класифікацію основних типів поширеніх на поточний час датчикових систем КА ДЗЗ:

- системи оптичного діапазону:
 - 1) пасивні (радіометри, фотоапарати, телевізійні системи);
 - 2) активні (лідари);
- системи радіочастотного діапазону:
 - 1) пасивні (радіометри);

2) активні (радіолокатори).

Треба зазначити, що в літературних джерелах [1, 6] поняттям «оптичний діапазон» найчастіше характеризується смуга електромагнітного спектру з довжиною хвилі від одиниць нанометрів до десятих долей міліметра, що включає до свого складу ІЧ-, видимий та УФ-діапазони. Крім того, деякі автори, наприклад [8], включають в це поняття і діапазон рентгенівського випромінювання. Зважаючи на те, що датчики рентгенівського та гамма-випромінювання в практиці ДЗЗ не мають широкого розповсюдження, поділ електромагнітного спектру на дві смуги для систем ДЗЗ є доцільним.

Різноманітність типів апаратури ДЗЗ вказує на широкий фронт досліджень, які проводяться в різних смугах електромагнітного спектру.

Інформація, яка отримується за допомогою систем оптичного та радіочастотного діапазонів, суттєво відмінна. Так, наприклад, оптичний чутливий до хімічного складу підстилаючої поверхні та атмосфери, в той час як радіочастотний має високу чутливість до геометричних характеристик цієї поверхні та наявності води в усіх її формах (грунтувальна волога, лід, заболочені місцевості, океан і атмосферна водяна пара).

Найбільш розвиненими зараз є пасивні системи оптичного діапазону — оптичні радіометри, які історично були першими системами ДЗЗ. Тенденція розвитку радіометрів оптичного діапазону (як з механічним, так і з електронним скануванням) направлена на підвищення роздільної здатності та збільшення кількості спектральних робочих каналів. Ця тенденція прискорилася завдяки конверсії авіаційно-космічної промисловості і появою можливості використання технологій створення розвідувальних супутників (роздільна здатність близько 1 м) для цивільних КА ДЗЗ. Пасивні системи оптичного діапазону успішно застосовуються також для проведення досліджень в стратосфері.

Перспективними вважаються активні оптичні системи з лазерним джерелом випромінювання (лазерні локатори). До основних переваг цих систем можна віднести:

- незалежність роботи від часу доби та освітлення;
- висока спектральна роздільність, що забезпечується монохроматичною лазера;
- висока роздільність по висоті;
- можливість одержання тривимірних зображень об'єкта спостереження.

Поширення лазерних локаторів в системах ДЗЗ поки що обмежується технічними труднощами досягнення відповідних характеристик (середня вип-

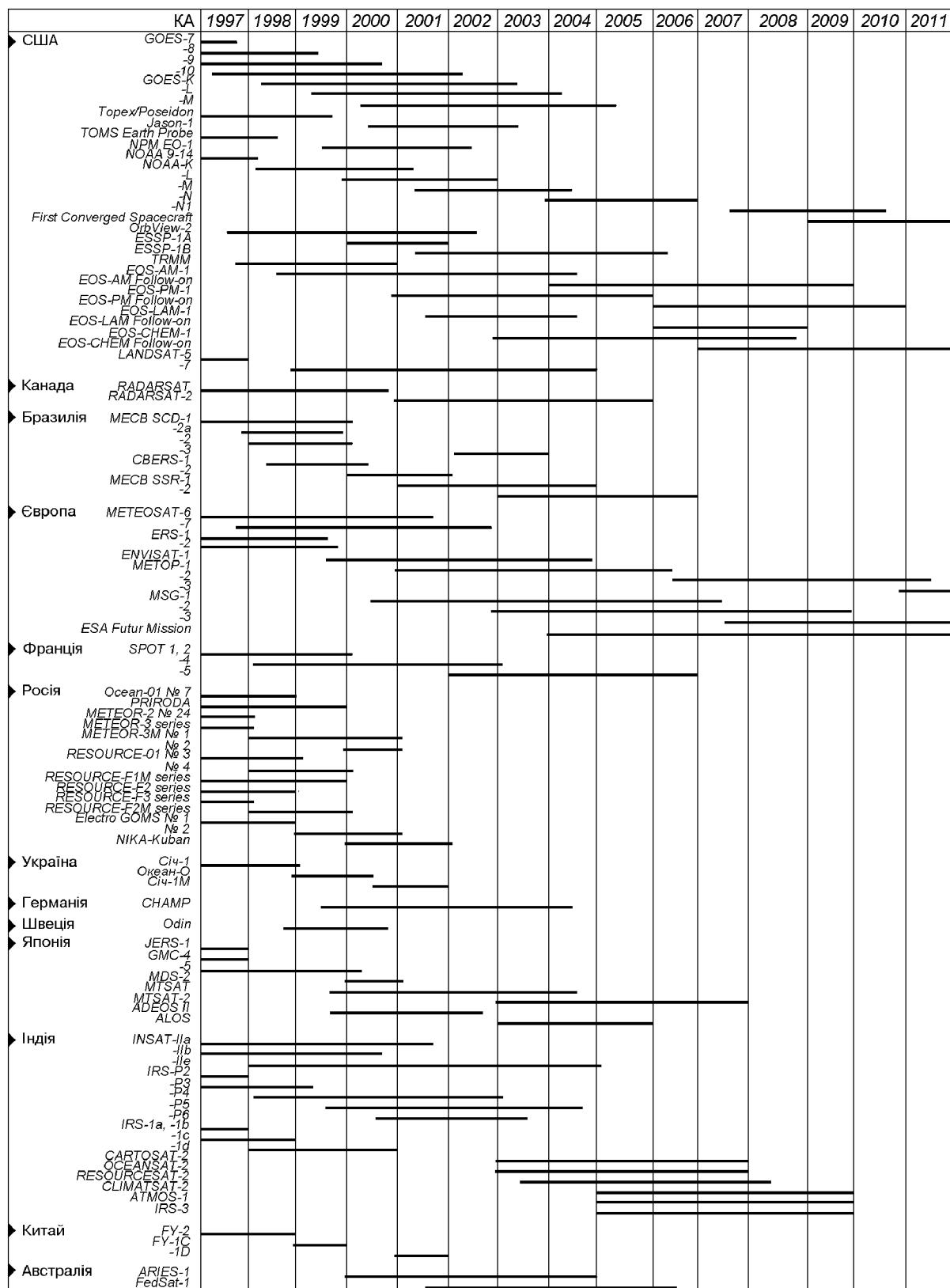


Рис. 2. Загальна діаграма діючих та запланованих до запуску КА ДЗЗ

ромінювана потужність — 10—20 Вт, ресурс — до 10^9 імпульсів при частоті посилюк 40 Гц, спектральна на роздільність — краще 1 нм і т. ін.).

Радіочастотні радіометри мають невисоку просторову роздільність (5—200 см) в зв'язку з обмеженими розмірами антени (1—3 м). Теоретично суттєве підвищення просторової роздільної здатності радіометрів радіочастотного діапазону можливе за рахунок синтезування апертури антени, але діючих моделей космічного базування поки що немає і найвірогіднішим напрямком розвитку цих систем на найближчу перспективу можна вважати механічне сканування діаграмою направленності антени. Крім того, тенденція розвитку радіометричних систем радіочастотного діапазону направлена на збільшення робочих смуг електромагнітного спектру та на підвищення роздільної здатності і радіометричної чутливості. Наприклад, на перспективні КА зарубіжних країн заплановано встановлення серії скануючих по горизонту радіометрів радіочастотного діапазону (490—860 ГГц), які призначені для спостереження O_2 , O_3 , H_2O_2 , CO_2 , H_2O та інших компонентів в атмосфері. Це дасть можливість картографування з високою роздільною здатністю десятків молекулярних складових атмосфери та реєстрації випромінювання стрatosфери, мезосфери і нижньої тропосфери.

Перспективність використання активних (радіолокаційних) систем радіочастотного діапазону для ДЗЗ пов'язано з їх наступними особливостями:

- можливість отримання інформації незалежно від погодних умов, хмарності та освітлення;
- висока просторова роздільна здатність, яка наближається до оптичних систем;
- можливість одержання тривимірних зображень об'єкта спостереження.

В світовій практиці одержання радіолокаційних зображень досить широко застосовуються радіолокатори як з реальною, так і з синтезованою апертурою антен. Первинні дані РСА являють собою не звичайне зображення, а голограму, за якою воно синтезується. Це дозволяє досягнути розрізнення 10—20 м, а в перспективі — до декількох метрів. Для підвищення інформативності зображення в РСА використовуються різні види поляризації вихідного (зондувального) та вхідного (відбитого від поверхні) електромагнітних сигналів. До основних напрямків вдосконалення РСА можна віднести:

- підвищення роздільної здатності;
- розширення кількості одночасно використовуваних частот (до трьох) з різними поляризаціями;
- розширення діапазону кутів спостереження земної поверхні.

КОСМІЧНА СИСТЕМА СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗЕМЛІ «СІЧ»

Космічна система (КС) спостереження Землі «Січ» створюється поетапно, згідно з Загальнодержавною (Національною) космічною програмою України (ЗНКПУ). Система призначена для одержання інформації про Землю в оптичному та радіочастотному діапазонах електромагнітного спектру з датчиків, розміщених на аерокосмічних носіях.

Структурна схема КС «Січ», перший етап якої базується на КА «Січ-1», приведена на рис. 3. До її складу включені всі елементи, які дозволяють одержувати дані ДЗЗ в замкнутому циклі. Разом з тим, зважаючи на обмежені фінансові можливості країни на даному етапі розвитку, а також на світові тенденції до координації і інтеграції в ДЗЗ, в створюванні КС передбачається можливість широкого міжнародного співробітництва та кооперації. За основу міжнародного співробітництва та кооперації приймається вже відпрацьовані в рамках комітету CEOS принципи:

- безкоштовного розповсюдження даних щодо вирішення оперативних задач гідрометеорологічного характеру, кризових ситуацій;
- комерційного використання даних високого розрізнення для вирішення широкого кола прикладних задач.

КА «Січ-1» запущений на орбіту з параметрами:

мінімальна висота	651 км,
максимальна висота	682 км,
нахил орбіти	82.53°,
період обертання	97.791 хв.

Основними задачами КС «Січ» першого етапу були:

- відпрацювання інфраструктури національних наземних засобів для забезпечення контролю та керування космічним апаратом за однопунктною схемою;
- створення та експлуатація наземних засобів для прийому, обробки, архівациї і розповсюдження даних дистанційного зондування;
- забезпечення національних і закордонних користувачів даними дистанційного зондування та відпрацювання технології вирішення тематичних задач, а саме:

- 1) моніторинг території України з метою вирішення науково-прикладних задач в інтересах різних галузей;
- 2) контроль стану атмосфери для метеопрогнозу;
- 3) оцінка стану рослинного покриву за динамікою вегетаційного індексу;
- 4) спостереження Чорного моря та заданих районів Світового океану з метою виявлення районів, перспективних для рибного промислу;

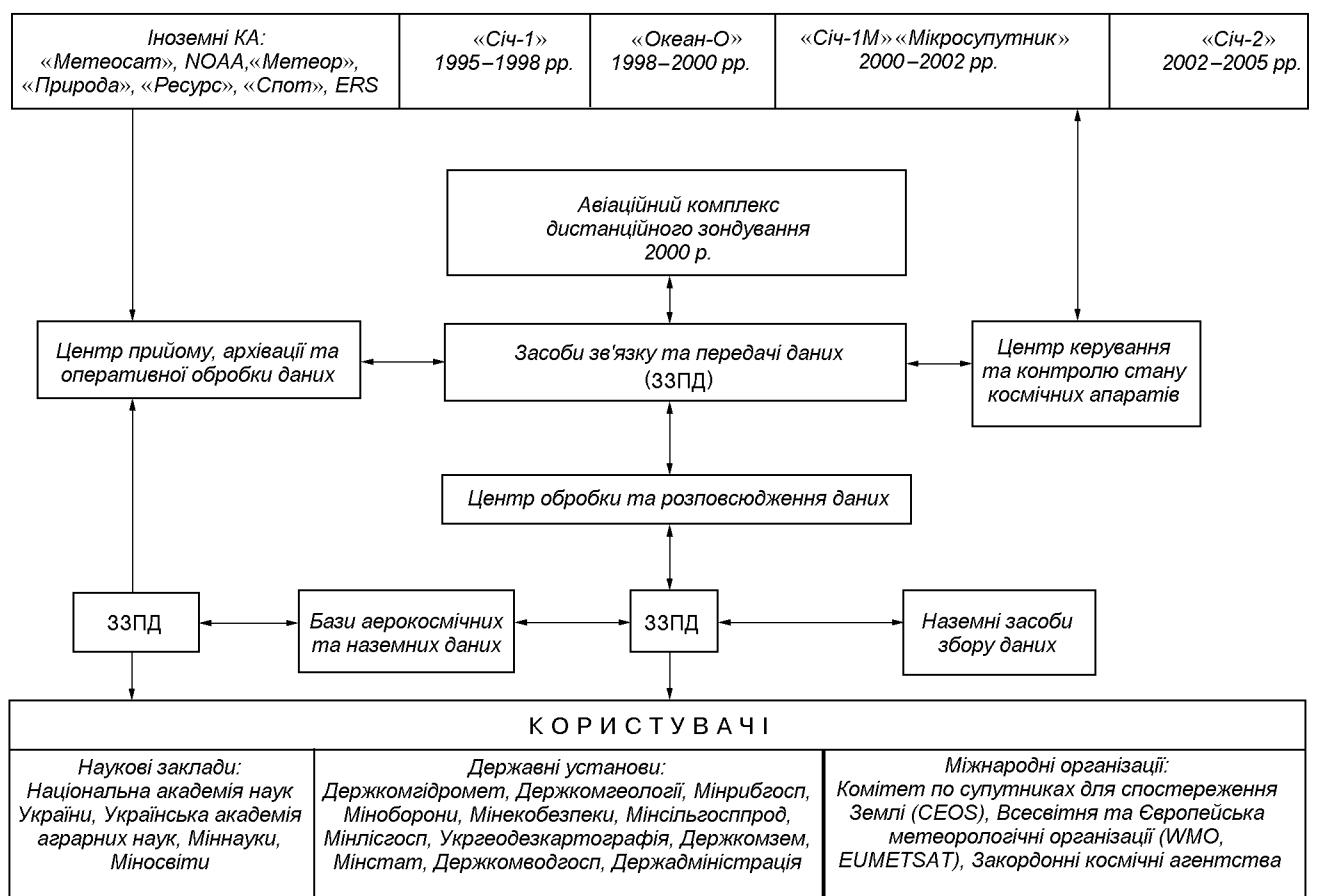


Рис. 3. Структурна схема космічної системи спостереження Землі «Січ»

- 5) забезпечення безпеки судноплавства та оптимізація маршрутів судноводіння;
- 6) дослідження геологічних структур;
- 7) контроль внутрішніх водоймищ (забруднення, повені, водозапас).

До складу бортового інформаційно-вимірювального комплексу КА «Січ-1» (загальний вигляд якого приведено рис. 4) включені [3]:

- комплекс радіофізичної апаратури в складі:
 - 1) радіолокатора бокового огляду (РЛС БО),
 - 2) скануючого НВЧ-радіометра РМ-08;
- радіотелевізійний комплекс (РТВК) в складі:
 - 1) багатозонального скануючого пристрою малого розрізнення МСУ-М (2 комплекти),
 - 2) багатозонального скануючого пристрою середнього розрізнення МСУ-С (2 комплекти).

Основні характеристики вимірювальної апаратури КА «Січ-1» приведені в табл. 6—8.

В КА «Січ-1» реалізована можливість отримання синхронної інформації РЛС БО, МСУ-М та РМ-08 з одного і того ж району земної поверхні як через

канал зв'язку 137 МГц, так і через канал 466 МГц.

Для прикладу на рис. 5 наведені радіолокаційні зображення Азовського моря, отримані за допомогою РЛС БО, а на рис. 6 — зображення центральної частини України, одержані за допомогою синтезу даних каналів багатозонального скануючого пристрою малого розрізнення МСУ-М КА «Січ-1». Радіолокаційні зображення демонструють динаміку зміни льодової обстановки, що дає змогу оперативно контролювати стан внутрішніх морів та значно раціональніше проводити організацію навігації. Зображення в оптичному діапазоні дають можливість проводити оперативний моніторинг стану території України та вивчення дій техногенезу на навколошнє середовище.

На поточний час КА «Січ-1» здійснив більше 15000 обертів навколо Землі і, незважаючи на вихід з ладу радіометра та радіолокатора, експлуатація супутника продовжується. За час активного функціонування з борту КА отримано більш як 6.5 Гбайт цінної науково-прикладної інформації

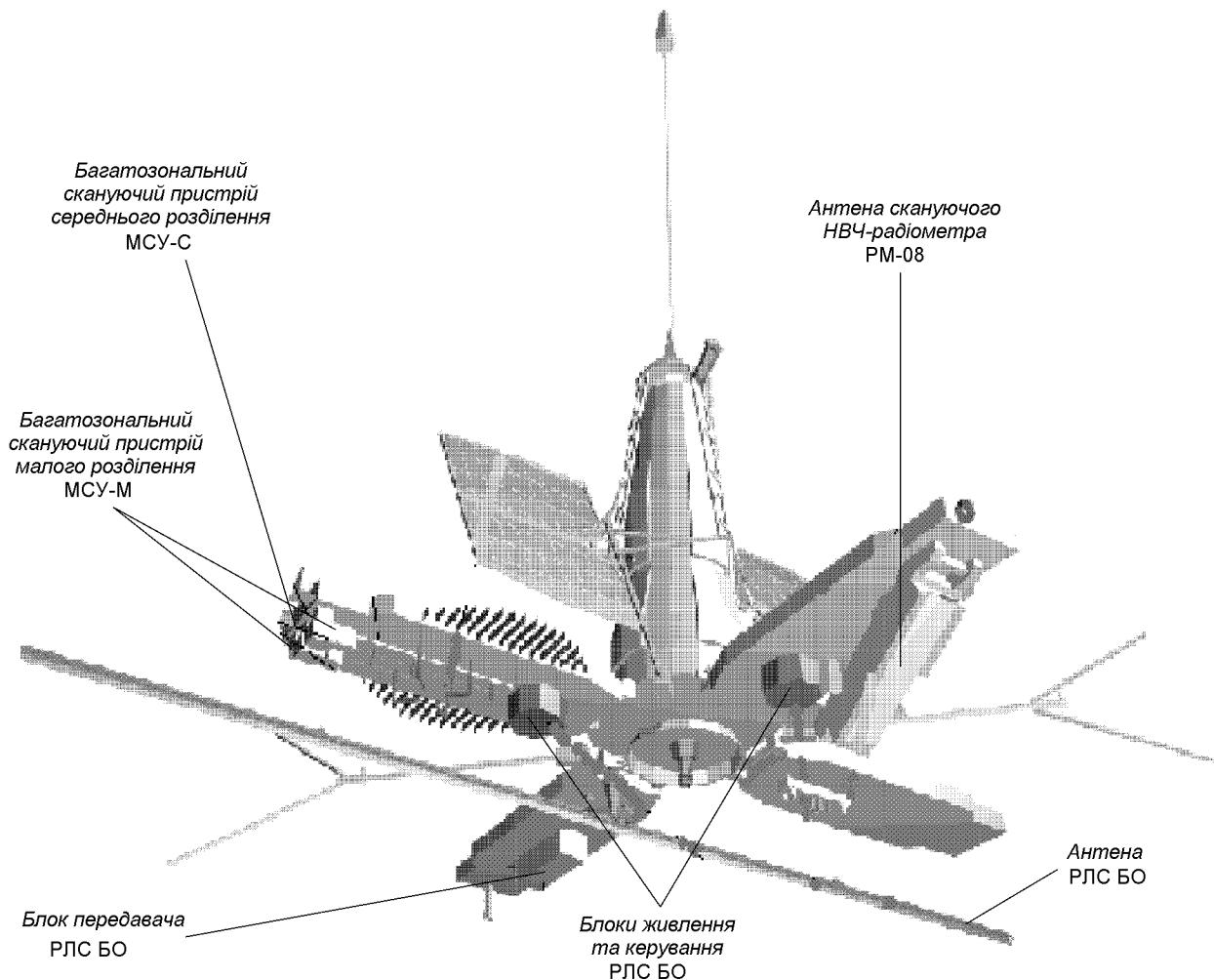


Рис. 4. Загальний вигляд космічного апарату «Січ-1»

Таблиця 6. Основні характеристики РЛС БО

Найменування	Величина
Частота випромінювання, МГц	9519
Ширина діаграми направленості антени (на рівні -3 дБ), град:	
в площині азимуту	0.183
в площині кута місця	42 ± 2
Ширина смуги огляду ($H = 650$ км, $\alpha = 20^\circ$), км	450
Чутливість приймача, дБ/Вт	-142
Коефіцієнт підсилення антени, дБ	34
Середня роздільна здатність ($H = 650$ км, $\alpha = 20^\circ$), км:	
перпендикулярно до напрямку польоту	1.3
вздовж напрямку польоту	2.5
Тривалість зондуючого імпульсу (на рівні 0.5), мкс	3.1
Частота повторення, Гц	100
Імпульсна потужність випромінювання, кВт	106

Примітка. α — кут візуування (кут між місцевою вертикальлю та напрямком на точку візуування)

Таблиця 7. Основні характеристики радіочастотного радіометра РМ-08

Найменування	Величина
Робоча смуга частот (на рівні 3 дБ), ГГц	36.62 ± 0.15
Чутливість, К	3.4
Діапазон вимірюваних температур, К:	
в 1 режимі	110—330
в 2 режимі	150—250
Ширина діаграми направленості антени (на рівні -3 дБ), град:	
в площині азимуту	0.65
в площині кута місця	0.895
Середня роздільна здатність ($H = 650$ км, $\alpha = 20^\circ$), км:	25×25
Ширина смуги обзору ($H = 650$ км, $\alpha = 20^\circ$), км	550
Рівень бокових пелюстків антени, дБ	-12
Сектор сканування, град	29.7
Кутова швидкість сканування, рад/с	0.581

Таблиця 8. Основні характеристики багатозональних скануючих пристрій МСУ-М та МСУ-С

Найменування	МСУ-М	МСУ-С
Робоча довжина хвилі в спектральних каналах	0.5—0.6 мкм 0.6—0.7 мкм 0.7—0.8 мкм 0.8—1.1 мкм	0.5—0.6 мкм 0.6—0.7 мкм 0.7—0.8 мкм 0.8—1.1 мкм
Кут сканування, град	105	90
Миттєве поле зору, рад:		
в рядку	0.00153	0.00053
в кадрі	0.00261	
Ширина смуги огляду ($H = 650$ км, $\alpha = 20^\circ$), км	1875	1380
Розрізнювальна здатність ($H = 650$ км, $\alpha = 20^\circ$), в центрі/по краю рядка, м:		
в рядку	1000/1200	345/820
в кадрі	1700/1700	345/515
Швидкість сканування, рядків/с	4	50
Вид сканування	однорядковий	однорядковий
Закон сканування	нелінійний по куту, лінійний по рядку	лінійний по куту

про нашу планету, яка продовжує поповнюватися даними оптичних сканерів МСУ-С та МСУ-М.

Крім того, наземний сегмент КС спостереження Землі «Січ» дозволяє отримувати, накопичувати, обробляти дані з космічних апаратів NOAA, «Метеор», «Метеосат», а в найближчій перспективі — і з

тих, що оснащені приладами з високим просторовим розділенням. Загальний обсяг даних ДЗЗ, отриманих за період дії космічної програми України 1993—1997 рр. склав більше 300 Гбайт. Важливо відмітити, що створена система дозволила не тільки зберегти та використати наявний в Україні науково-технічний потенціал, а й дещо розвинути його. Так, в створеному на базі одного з підприємств ВПК центрі прийому, що розташований поблизу міста Чернігова, вперше в Україні здійснюється цілодобовий прийом даних від супутників NOAA та «Метеосат» в цифрових форматах, які забезпечують в декілька разів кращу якість зображення Землі, ніж аналогові формати.

На кінець 1998 р. заплановано реалізацію другого етапу створення КС «Січ» — запуск (спільно з Російською Федерацією) КА «Океан-О». Запуск буде виконано з метою забезпечення оперативного збору даних про стан Світового океану і суши для використання в інтересах суб'єктів господарської, наукової та адміністративної діяльності України і Росії, а також міжнародного співробітництва.

До складу бортового інформаційно-вимірювального комплексу КА «Океан-О» (загальний вигляд якого приведено рис. 7) включені:

— комплекс радіофізичної апаратури:

- 1) радіолокатор бокового огляду (2 комплекти),
- 2) трасовий НВЧ-радіометр Р-225,
- 3) трасовий НВЧ-радіометр Р-600,
- 4) багатоканальний скануючий радіочастотний радіометр «Дельта-2Д».

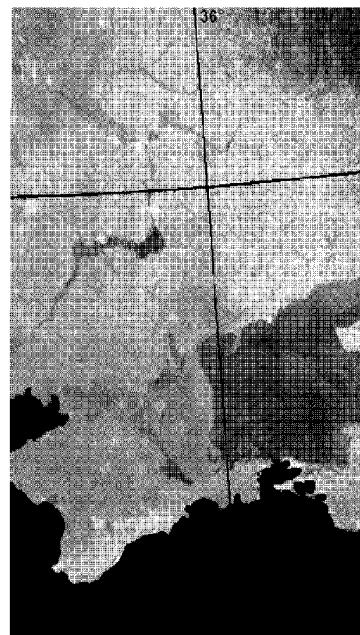
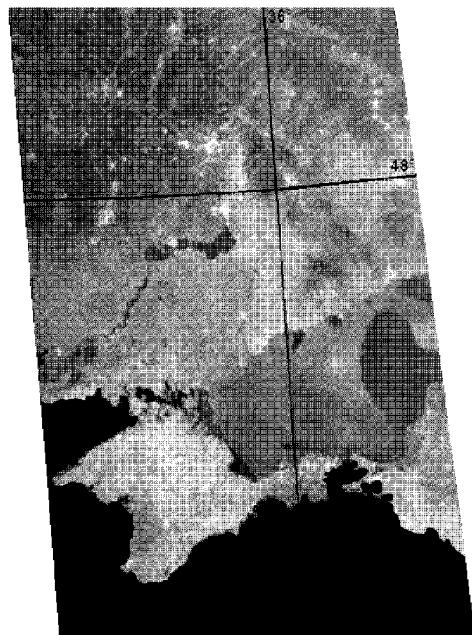


Рис. 5. Радіолокаційні зображення Азовського моря, отримані за допомогою радіолокатора бокового огляду КА «Січ-1» 18.02.1996, 24.02.1996 та 01.04.1996 р.

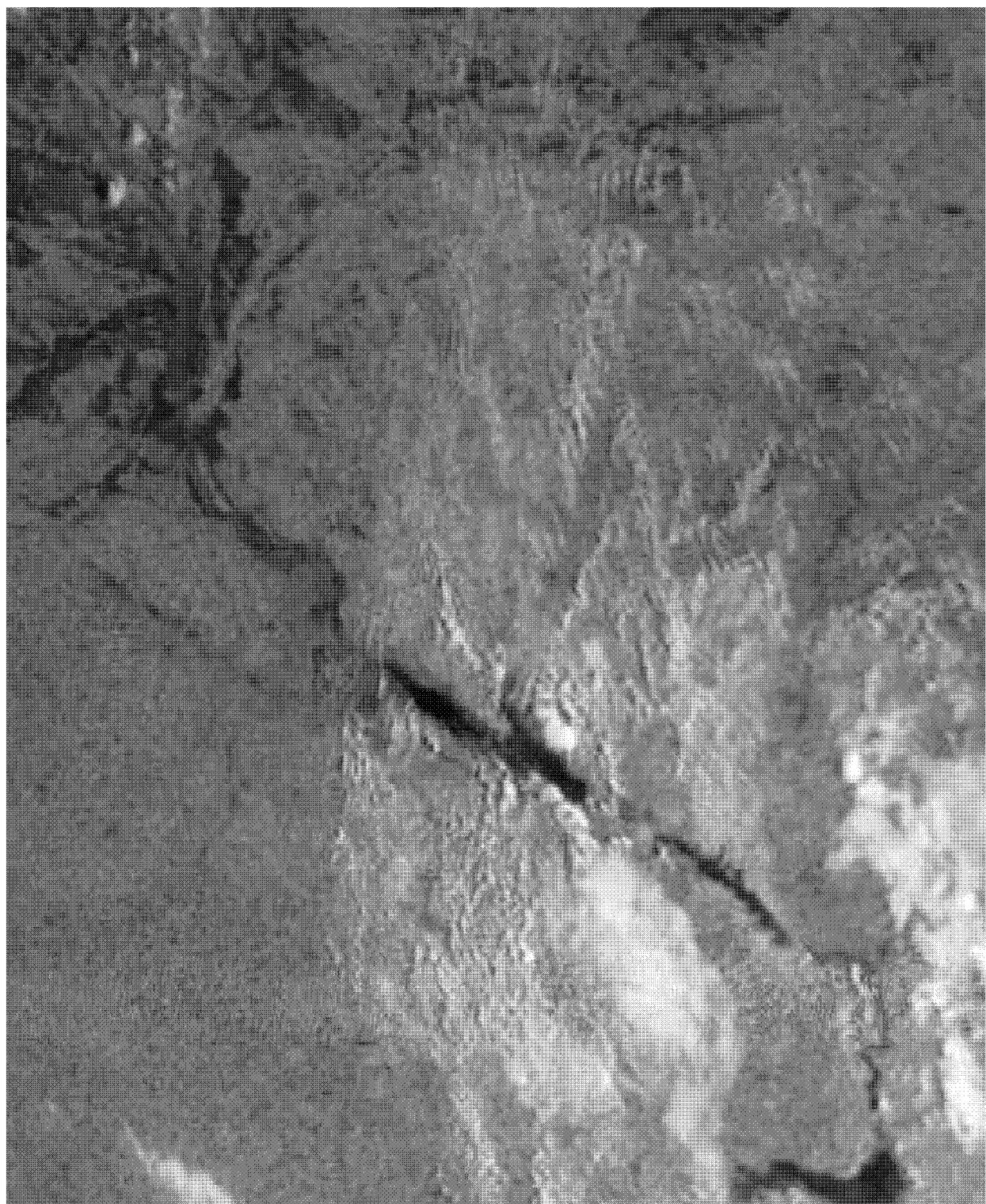


Рис. 6. Зображення центральної України (23.06.1997 р.), отримане за допомогою синтезу даних каналів 2 (0.6—0.7 мкм), 3 (0.7—0.8 мкм) та 4 (0.8—1.7 мкм) МСУ-М КА «Січ-1»

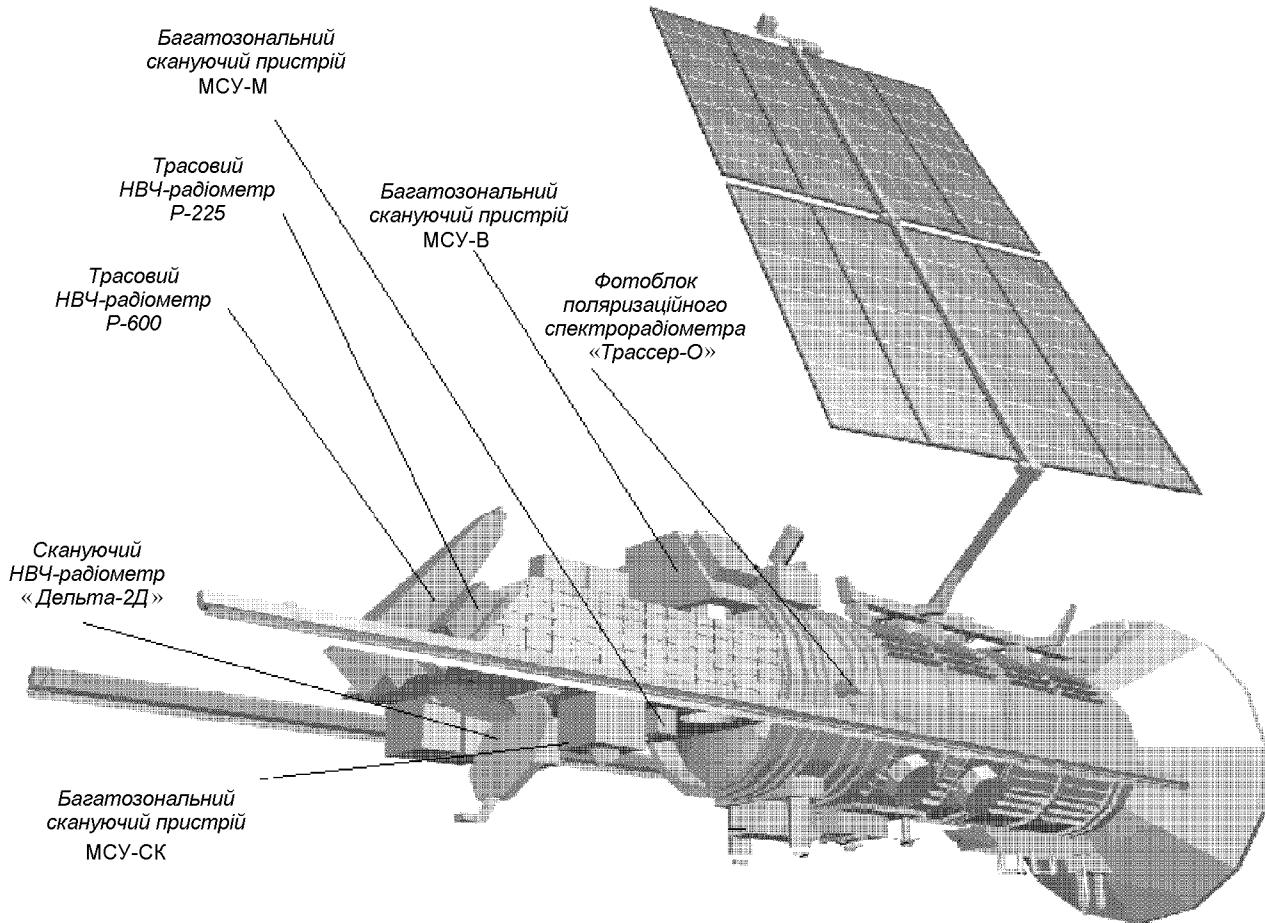


Рис. 7. Загальний вигляд космічного апарату «Океан-О»

- 5) багатозональний скануючий пристрій високої роздільної здатності MCУ-В,
- 6) багатозональний скануючий пристрій середньої роздільної здатності MCУ-СК (2 комплекти),
- 7) поляризаційний спектрорадіометр «Трассер-О»;
- радіотелевізійний комплекс (РТВК):
 - 1) багатозональний скануючий пристрій малої роздільної здатності MCУ-М (2 комплекти),
 - 2) апаратура оперативної передачі даних.

Передавання інформації від бортового радіофізичного та радіотелевізійного комплексів на наземні приймальні пункти буде проводитись за допомогою інформаційної системи БІСУ-П в діапазоні 8—8.4 ГГц. Крім того передбачена можливість передачі інформації від бортового радіотелевізійного комплексу в діапазоні 137 МГц.

Основні характеристики вимірювальної апаратури КА «Океан-О» приведені в табл. 9. Видно, що спектр вирішуваних задач ДЗЗ значно розширю-

ється (в основному за рахунок використання даних скануючих пристрій високого та середнього розрізнення MCУ-В та MCУ-СК).

Роботи, що виконуються за розділом ЗНКПУ «Дистанційне зондування Землі» отримали також міжнародне визнання. Останні два роки діяльність комітету CEOS спрямована на розробку стратегії інтегрованого глобального спостереження Землі. Метою такої стратегії є вирішення проблем людства, пов’язаних із глобальними змінами, і базується вона на тісній міжнародній взаємодії та використанні діючих і створюваних систем спостереження Землі різного рівня. Для координації зусиль у розробці стратегії інтегрованого глобального спостереження у 1997 р. видано щорічний бюллетень CEOS [10] під назвою «Towards an Integrated Global Observing Strategy» («В напрямку до стратегії інтегрованого глобального спостереження») повністю присвячено цій проблемі. Матеріали з розділу ДЗЗ космічної програми України, надані

Таблиця 9. Основні характеристики бортової апаратури КА «Океан-О»

Найменування	Смуга огляду, км	Кільк. каналів	Робоча довжина хвилі (частота)	Роздільна здатність
Радіолокатор бокового огляду (РЛС БО)	450	1	3.2 см	2.5×1.3 км
Трасовий НВЧ-радіометр Р-225	130	1	2.25 см	130×130 км
Трасовий НВЧ-радіометр Р-600	130	1	6 см	130×130 км
Багатоканальний скануючий радіочастотний радіометр «Дельта-2Д»	800	4	0.8 см 1.35 см 2.2 см 4.5 см	20—100 км
Багатоканальний скануючий пристрій високого розділення МСУ-В	180—200	8	0.42—0.52 мкм 0.52—0.62 мкм 0.62—0.74 мкм 0.76—0.90 мкм 0.90—1.10 мкм 1.55—1.75 мкм 2.10—2.35 мкм 10.3—12.6 мкм	50 м 50 м 50 м 50 м 50 м 100 м 275 м 275 м
Багатоканальний скануючий пристрій середнього розділення МСУ-СК	600	5	0.5—0.6 мкм 0.6—0.7 мкм 0.7—0.8 мкм 0.8—1.1 мкм 10.3—12.6 мкм	160 м 160 м 160 м 160 м 600 м
Поляризаційний спектро-радіометр «Трассер-О»		62	0.427—0.809 мкм	0.2 нм
Радіотелевізійний комплекс РТВК: Багатозональний скануючий пристрій малого розділення МСУ-М	1900	4	0.46—0.61 мкм 0.54—0.73 мкм 0.66—0.89 мкм 0.76—1.10 мкм	1—1.7 км
Апаратура оперативної передачі даних			137 МГц	
Уніфікована бортова інформаційна система БІСУ-П			8—8.4 ГГц	

НКАУ, увійшли складовою частиною до бюллетеня. Особливо слід відзначити, що експерти, які формували бюллетень, включили КА «Січ-1», «Океан-О», «Січ-1М» в усі категорії вирішуваних задач. А саме, дослідження атмосфери — 4 задачі (всього 10), земної поверхні — 2 (6), океану — 4 (6), льодових та снігових покривів — 3 (3). Це визнання найавторитетнішим міжнародним комітетом важливості українських супутників в складі інтегрованої системи глобального спостереження повинно розставити останні крапки над «і» у питаннях щодо доцільності створення та експлуатації КС «Січ». При цьому також слід звернути увагу на те, що в основу системи глобального спостереження Землі закладено принцип, за яким будь-які дані краще, ніж їх відсутність. Тобто дані високого та малого просторового розрізнення самі по собі не є «хороші» чи «погані», а являються тільки відповідним матеріалом для оптимального використання при вирішенні адекватних тематичних задач. Саме ця теза найкраще підходить і як відповідь для тих, хто постійно загострює питання відносно характеристик приладів КА «Січ-1».

Створення та розвиток космічної системи спостереження Землі «Січ» НКАУ здійснює з урахуванням значного науково-методичного досвіду в галузі ДЗЗ, що є, перш за все, в Центрі аерокосмічних досліджень Землі НАНУ (ЦАКДЗ), м. Київ; Морському гідрофізичному інституті НАНУ (МГІ), м. Севастополь; Центрі радіофізичного зондування Землі ім. А. І. Калмикова НАНУ та НКАУ (ЦРЗЗ), м. Харків.

ЦРЗЗ створений в 1994 р. спільно НКАУ та НАНУ на базі Інституту радіоелектроніки НАНУ. Таким же чином в 1996 р. створено Інститут космічних досліджень НАНУ та НКАУ, в структурі якого є відділ системного аналізу проблем дистанційного зондування Землі. Роботи, що виконуються цими закладами згідно з ЗНКПУ, направлені на формування вимог та напрямів розвитку і модернізації космічного та наземного сегментів, розробку та виконання науково-прикладних програм використання аерокосмічних даних, міжнародне науково-технічне співробітництво з ДЗЗ.

Наземний сегмент космічної системи спостереження Землі «Січ» складається з Центру прийому,

попередньої обробки та архівaciї даних, який функцiонує на базi Державного науково-виробничого пiдприємства «Обрiй», розташованого неподалiк Чернiгова, та центру обробки i розповсюдження даних, функцiї якого виконує Державний науково-виробничий центр «Природа» в м. Вишгородi Київської областi. Зазначенi центри, а також центр планування i координацiї НВП «Орбiта» (Днiпропетровськ), є складовими частинами наземного спецкомплексу (НСК) i забезпечують:

- взаємодiю зi споживачами аерокосмiчних даних;
- формування плану роботи бортового iнформацiйного спецкомплексу i взаємодiю з центром управлiння польотом;
- прийом, обробку i зберiгання аерокосмiчних даних;
- iнформування споживачiв про наявнi аерокосмiчнi данi та потенцiйнi можливостi iх отримання;
- визначення органiзацiйно-правової та цiнової полiтики забезпечення споживачiв аерокосмiчними даними;
- сприяння розширенню тематичного використання аерокосмiчних даних;
- мiжнародне спiвробiтництво та iнтегрування з зарубiжними системами ДЗЗ.

Крiм центрiв ДЗЗ, що є складовими частинами НСК системи «Сiч», НКАУ сприяє створенню галузевих, мiжгалузевих та регiональних центрiв обробки i тематичного аналiзу аерокосмiчних даних, що дiють згiдно з державними програмами, положеннями про системи монiторингу навколошнього природного середовища, рацiонального природокористування, контролю кризових ситуацiй, а також забезпечує їх аерокосмiчними даними.

За пiдтримкою НКАУ в 1996 р. у Луцьку створено Державний Полiський регiональний науково-виробничий центр екологiчного та аерокосмiчного монiторингу (ДНВЦ «Полiсся»). Засновниками ДНВЦ «Полiсся», крiм НКАУ, є Мiнiстерство охорони навколошнього природного середовища та ядерної безпеки, Державний комiтет по гiдрометеорологiї та Волинська обласна державна адмiнiстрацiя. Зона дiяльностi цього центру охоплює регiон украiнського Полiсся. В рамках виконання ЗНКПУ 1998—2002 pp. планується поширення цього досвidu на iншi регiони Украiни. Треба сказати, що на даному етапi розвитку держави при створеннi подiбних центрiв бiльш важливе значення мають не органiзацiйно-технiчнi i науково-методичнi питання використання аерокосмiчних даних, а фiнансове забезпечення та якiсne пiдвищення ефективностi їх роботи. Результати обробки та тематичної iнтер-

претацiї даних ДЗЗ, що виконанi в ЦАКДЗ, МГi, ЦРЗЗ [2, 7] дозволяють зробити висновок, що данi, якi уже надходять i будуть отримуватися в перспективi за допомогою КС ДЗЗ «Сiч», дають можливiсть вирiшувати широке коло задач, актуальних для нашої держави та всього людства.

ВИСНОВКИ

1. Космiчна система спостереження Землi «Сiч» має всi необхiднi передумови, щоб бути реально iнтегрованою в стратегiю глобального спостереження Землi.
2. З метою найбiльш ефективного використання коштiв, що видiляються державою на космiчну дiяльнiсть в Украiнi, доцiльно розвивати тi напрямки, де можна досягти свiтового рiвня в наступнi 3—5 рокiв. Це передусiм вiдноситься до створення:
 - КА серiї «Сiч» з бiльш досконалими параметрами бортової апаратури шляхом модернiзацiї вiдпрацьованих систем i вузлiв;
 - космiчних апаратiв для мiнi- та мiкросупутникiв ДЗЗ з термiном активного iснування на низькiй навколошньої орбiтi 5—7 рокiв;
 - авiацiйного комплексу для вiдпрацювання засобiв ДЗЗ, а також оперативного та комерцiйного використання.
3. Розповсюдження та використання даних ДЗЗ в Украiнi повинно базуватися на принципах:
 - запровадження мiжнародних стандартiв на формати та каталоги;
 - формування кола споживачiв на вiдомчo-територiальнiй основi;
 - методичного забезпечення вирiшення тематичних задач;
 - поступового переходу до забезпечення користувачiв даними на комерцiйнiй основi.
1. Артоболевский И. И. Политехнический словарь. — М.: Изд-во Сов. энцикл., 1976.—608 с.
2. Досвiд використання iнформацiї космiчної системи спостереження Землi «Сiч-1» (Розробка ЦРЗЗ iм. А. I. Калмикова за сприяння МГi НАНУ; рекламний буклет).
3. Космiчна система спостереження Землi «Сiч» (I етап). — Кiйв: ДНВЦ «Природа», 1995.—(Рекламний буклет; НКАУ).
4. Моисеенко А. Е. Современное состоянiе и перспективы использования средств дистанционного зондирования Земли из космоса в целях изучения природных ресурсов и экологии (по материалам зарубежной печати). Обзорная информациiя. — М.: ЦНИИГАиК, 1995.—104 с.
5. Панов В. А. Справочник конструктора оптико-механических приборов. — Л.: Машиностроение, 1980.—744 с.
6. Прохоров А. М. Физический энциклопедический словарь. — М.: Изд-во Сов. энцикл., 1983.—928 с.
7. Україна з космосу (Атлас дeшифрованих знiмкiв територiї

- України з космічних апаратів) / Під ред. В. І. Лялька, О. Д. Федоровського // Додаток до журналу «Космічна наука і технологія».—1997.—3, № 3/4.—37 с.
8. Committee on Earth Observation Satellites (1993 CEOS Dossier). Volume A: Satellite Missions, Volume B: Space Agency Graund Segment and Data Products, Volume C: The Relevance of Satellite Missions to Global Environmental Programmes.
 9. Committee on Earth Observation Satellites: Coordination for the next decade (1995 CEOS yearbook).
 10. Committee on Earth Observation Satellites: Towards an Integrated Global Observing Strategy (1997 CEOS yearbook).

THE PRESENT STATE AND DEVELOPMENT TRENDS OF THE REMOTE SENSING OF THE EARTH**V. P. Zubko, P. Ya. Is'kov, I. Ya. Podoliukh, Ya. I. Stefanyshyn**

We discuss some general problems in the remote sensing of the Earth — a major present-day space technology. Various space systems, operational at present as well as scheduled to be launched, designed for obtaining information about the Earth in different spectral regions are reviewed. Main features of the Sich space system for Earth observation are given, and ways for the system development are proposed.

УДК 528.8 (15):629.78

Использование космической информации для исследования экологического состояния городских агломераций

В. И. Лялько, А. Д. Федоровский, А. Н. Теременко, А. Д. Рябоконенко

Центр аэрокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

Надійшла до редакції 31.03.98

В роботі розглянуто можливості використання космічної інформації для контролю за станом міських агломерацій і прилеглих до них територій. Показано, що на космічних знімках в оптичному діапазоні спектру реєструється багато процесів і явищ, які важко спостерігати в наземних умовах. За допомогою дистанційних космічних методів можна отримувати інформацію як для оперативного використання, так і для розробки довгострокових прогнозів, планів розвитку міст і використання природних ресурсів.

Города являются частью природной среды, где процессы взаимодействия природы и человека наиболее активны. Интенсивный рост городов заставил экологов обратить серьезное внимание на изучение экологических последствий урбанизации. В связи с этим широкое распространение получили дистанционные, в том числе космические, методы контроля экологического состояния городских агломераций и прилегающих к ним территорий. С помощью космических снимков можно получать информацию как для оперативного использования в случае аварийных ситуаций и текущего контроля за экологическим состоянием исследуемых регионов, так и для разработки долгосрочных прогнозов, планов развития городов и использования природных ресурсов.

Космическая съемка местности позволяет производить естественную генерализацию изображений в широком диапазоне масштабного ряда. Снимки обзорного уровня с низким разрешением (сотни метров) используются при исследования динамики развития городских агломераций, особенностей разме-

щения ландшафтно-функциональных зон, изучения особенностей и направления влияния техногенных факторов на окружающую среду исследуемого региона. Крупномасштабные снимки детального уровня с высоким разрешением (единицы метров) используются для изучения отдельных элементов городской структуры, характера влияния на окружающую среду экологически опасных техногенных объектов [1, 5].

При детальном изучении городских агломераций особый интерес представляют многозональные космические съемки, так как в узких спектральных зонах фиксируются разные компоненты окружающей природной среды. Компьютерная обработка материалов многозональной съемки, представленных в цифровом виде, позволяет анализировать состояние и динамику изменений городской экосистемы, получать цветные геоизображения и строить картографические модели.

Планируемый запуск (октябрь 1998 г.) украинско-российского спутника «Океан-О» с многозональной съемочной аппаратурой высокого и средне-

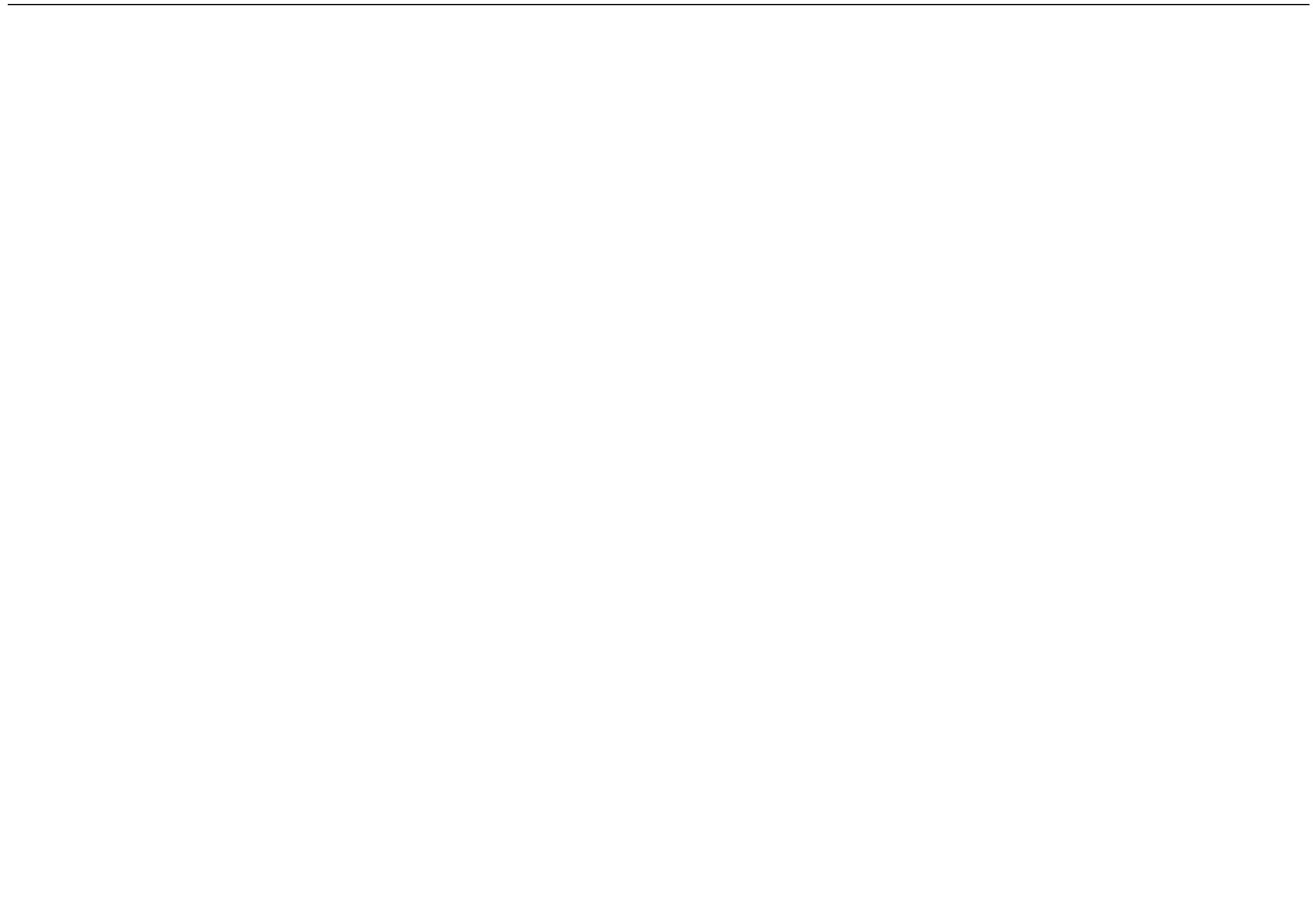


Рис. 1. Космический снимок Херсонской городской агломерации («Спот», 12.06.95)

го разрешения МСУ-В и МСУ-СК позволит наряду с зарубежными использовать отечественные материалы дистанционного зондирования Земли.

На космических снимках городских агломераций, выполненных в оптическом диапазоне спектра дешифрируются многие трудно регистрируемые в наземных условиях процессы и явления:

- определение зон геологических разломов — зон экологического риска в районе городских агломераций: тектонические разломы, локальные зоны неотектонических трещиноватостей с выделением особо опасных участков их пересечения;
- геоэкологическое районирование городских агломераций и прилегающих к ним территорий;
- техногенная нагрузка и нарушение санитарных зон вокруг промышленных предприятий;
- инвентаризация и контроль гидрографической и гидротехнической сети на пойменных и при-

пойменных районах урбанизации, прогнозирование зон техногенного подтопления;

- источники загрязнения водных объектов и атмосферы в районе городских агломераций и др.

Космические снимки позволяют оперативно (в течение недели) получать необходимую информацию о состоянии ландшафтно-функциональных зон городской агломерации. Полученная информация служит материалом для обновления и составления крупномасштабных тематических карт, в которых испытывают нужду большинство коммунальных служб.

Так, на рис. 1 представлен космический снимок Херсонской городской агломерации, на котором с помощью ландшафтно-индикационного метода дешифрирования были выделены неотектонические нарушения (обозначены пунктирными линиями). Использованный метод дешифрирования заключается в определении по ландшафтным особенностям

Рис. 2. Схема ландшафтно-функциональных зон Херсонской городской агломерации

поверхности мест наиболее дифференцированного рельефа (овраги, балки, оползни и др.), по которым осуществляется обнаружение и выделение на снимке линеаментов. По геолого-геофизическим материалам в этом районе были выделены региональные и локальные тектонические разломы (сплошные линии). Эффективность методики подтверждается совпадением выявленных линеаментов с геолого-геофизическим данными. Кроме того, использование космической информации позволяет прогнозировать наличие неотектонических разломов в местах, ранее не исследованных геофизическими методами.

Наиболее опасными в геоэкологическом отношении являются узлы пересечения неотектонических подвижек. На таких участках опасно вести значительное промышленное и жилое строительство. Из анализа рис. 1 видно, что на территории Херсона имеется ряд участков геоэкологического риска (узлы пересечений линеаментов), на которые необходимо обращать особое внимание при застройке и плановой реконструкции города.

Снимки из космоса и разработанные на их основе карты дают оперативную информацию о современ-

ном состоянии городской территории, ландшафтах и их взаимосвязи. При этом динамика развития городских структур определяется путем сравнения космических снимков, полученных в разные годы, а также на основе их совместного анализа с топографическими картами. Такие сравнения важны для выявления тенденций развития города и окружающей его территории, дают новую информацию о взаимодействии города и села, городских и сельских ландшафтов. В ряде случаев возможно выполнение градостроительного проекта непосредственно на космическом изображении, объективно отражающем состояния местности. Это позволяет с помощью соответствующих специалистов оперативно выполнить функциональное зонирование территории, выявить внутренние резервы города, оценить антропогенную нагрузку [4].

На карто-схеме (рис. 2), полученной на основе дешифрирования космических снимков с использованием специализированной системы обработки аэрокосмических изображений ERDAS IMAGINE, представлены ландшафтно-функциональные зоны Херсонской городской агломерации. Сопоставление рис. 1 и 2 позволяет проследить участки геоэколо-

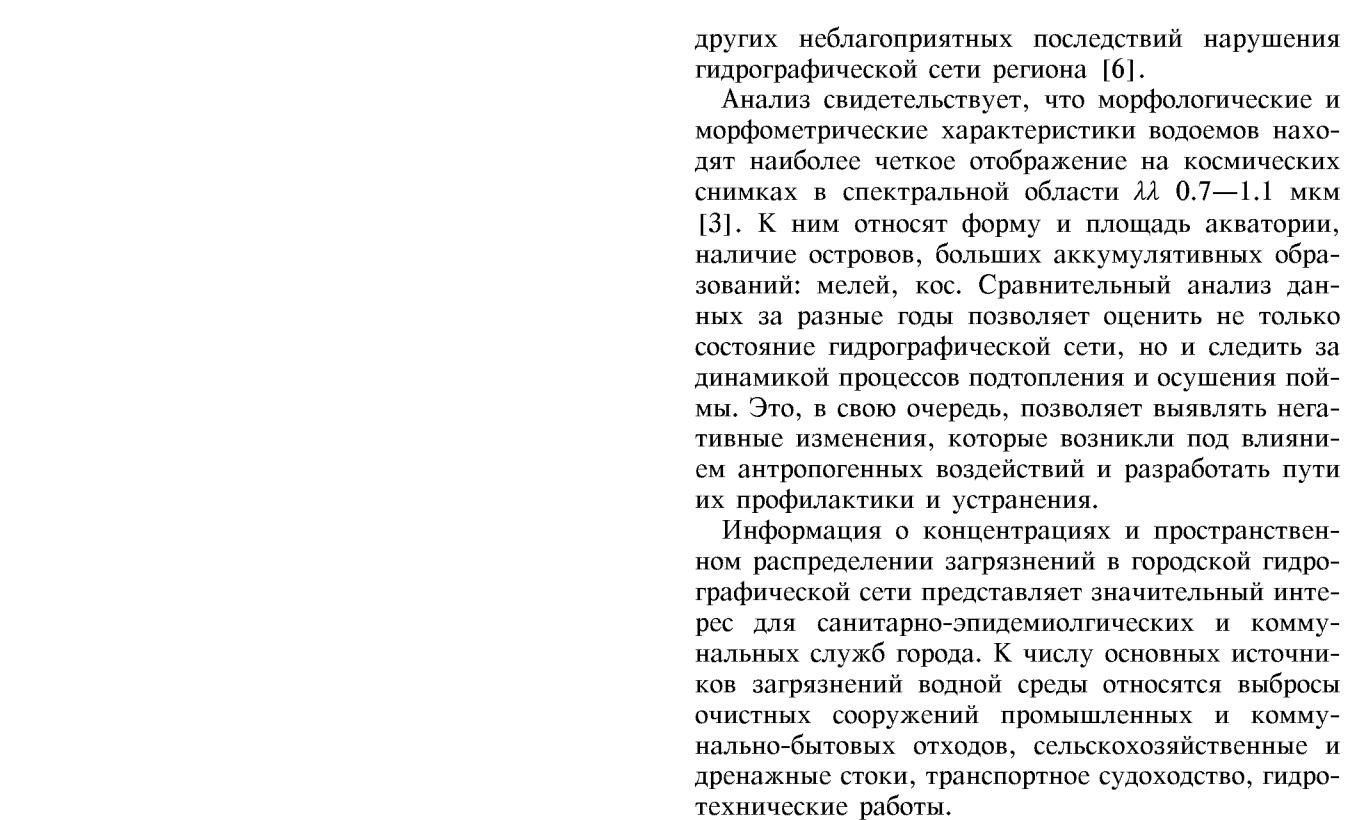


Рис. 3. Космический снимок участка р. Днепр в районе Киева («Спот», 04.07.95)

гического риска в структуре городской агломерации. На рис. 2 отмечены участки геоэкологического риска, которые приходятся на промышленную зону (1) и жилой массив (2).

Не менее важное значение имеют материалы дистанционного зондирования для оценки состояния городской гидрофизической сети в районах усиленной урбанизации. Как известно, именно водные объекты, расположенные в пойме рек — озера, старицы, проливы, искусственные каналы и др., особенно в районах больших и малых городов играют важную роль не только в формировании ландшафта последних, создании зон рекреации для населения, но и в обеспечении функционирования гидографической сети региона. Строительство и другие крупномасштабные работы в сочетании с неорганизованной рекреационной нагрузкой являются причиной не только усложнения экологической и санитарно-биологической ситуации в городах, но и способствуют увеличению случаев подтопления территорий или их осушения, а также

других неблагоприятных последствий нарушения гидрографической сети региона [6].

Анализ свидетельствует, что морфологические и морфометрические характеристики водоемов находят наиболее четкое отображение на космических снимках в спектральной области $\lambda\lambda$ 0.7—1.1 мкм [3]. К ним относят форму и площадь акватории, наличие островов, больших аккумулятивных образований: мелей, кос. Сравнительный анализ данных за разные годы позволяет оценить не только состояние гидрографической сети, но и следить за динамикой процессов подтопления и осушения поймы. Это, в свою очередь, позволяет выявлять негативные изменения, которые возникли под влиянием антропогенных воздействий и разработать пути их профилактики и устранения.

Информация о концентрациях и пространственном распределении загрязнений в городской гидрографической сети представляет значительный интерес для санитарно-эпидемиологических и коммунальных служб города. К числу основных источников загрязнений водной среды относятся выбросы очистных сооружений промышленных и коммунально-бытовых отходов, сельскохозяйственные и дренажные стоки, транспортное судоходство, гидротехнические работы.

Классификация зон загрязнений на космических снимках выполняется оператором-декодером с помощью спектральной яркости и пространственно-структурным признаком с использованием комплексного подхода визуально-инструментальных и цифровых методов обработки информации.

Для установления корреляционных связей между спектральной яркостью загрязненной водной поверхности, измеренной в различных диапазонах спектра, и параметрами водной среды, полученными на контрольных станциях, используются методы регрессионного анализа. Известно, что спектральный коэффициент яркости водных масс, в которых есть неорганическая взвесь, плавно изменяется в спектральном интервале $\lambda\lambda$ 500—700 нм. Однако в интервале $\lambda\lambda$ 500—600 нм он зависит как от концентрации фитопланктона, так и от неорганической взвеси, тогда как в интервале $\lambda\lambda$ 600—700 нм преобладает влияние неорганической взвеси [2].

Аномальное отражение от водной поверхности в тех местах, где оно не совпадает с расположением островов и отмелей, вызвано наличием загрязнений, концентрация которых в поверхностном слое пропорциональна интенсивности отраженного сигнала, и следовательно, яркости водной поверхности. Применение системы классификации ERDAS IMAGINE, которая разбивает плотность тона изображения по градациям яркости (классам) и пред-

Рис. 4. Космический снимок южной части Днепропетровска («Спот», 26.06.95)

ставляет результат в виде цветокодированного изображения, позволяет выделить характерные особенности распределения загрязнений и наглядно представить гидроэкологическую ситуацию в регионе. Таким образом, дешифрирование КС водных объектов позволяет установить наличие загрязнений и оценить площадь их распространения, выявить крупные источники загрязнений, оценить динамику полей загрязнений во времени и пространстве.

На рис. 3 приведено изображение участка р. Днепр в районе Киева, полученное в результате классификации с использованием специализированной системы обработки аэрокосмической информации мультиспектрального снимка (спектральные каналы $\lambda\lambda$ 500—590; 610—680; 790—890 нм), полученного бортовой сканирующей аппаратурой спутника «Спот» (04.07.95). На классифицированном изображении видно, что на всем протяжении участка реки можно различить зоны, отражающие свет с разной интенсивностью (на рисунке различаются градациями яркости фототона).

Планирование землепользования в урбанизированных районах, прилегающих к большим городам, важно для нормального функционирования и взаимосвязи городов и смежных районов. Карты землепользования, составленные по космическим снимкам, могут быть применены для инвентаризации земель, для выявления изменений в структуре землепользования. Сравнительный анализ космических снимков, выполненных с разницей в не-

сколько лет, позволяют обнаружить антропогенные изменения за исследуемый период.

Космические снимки являются важным звеном в организации мониторинга за загрязнением атмосферы от городских промышленных объектов. В видимом и ИК-диапазоне спектра отчетливо обнаруживаются дымы от промышленных объектов, облака и дымка от рассеянного дыма, инверсионные струи от самолетов. Зоны загрязнений почв и растительности, связанные с осаждением аэрозолей из дымовых облаков промышленного происхождения, наиболее уверенно дешифруются на снимках, полученных в зимний период при наличии снегового покрова, изменения его альбедо. Обычно на фоне снежной поверхности они выделяются темным пятном неправильной формы, которое иногда приобретает форму вытянутого шлейфа, ориентированного по направлению ветра. В летний период индикаторами атмосферных загрязнений могут служить специфические заболевания древесной растительности, например, пораженных выбросами в атмосферу SO_2 , которые фиксируются дистанционными методами в видимом и ИК-спектральных диапазонах. На основе полученной таким путем информации создаются карты атмосферных загрязнений.

В качестве примера регистрации дымового загрязнения атмосферы приведено космическое изображение («Спот», 26.06.95) южной части Днепропетровска (рис. 4). На изображении, полученном путем синтезирования двух снимков в диапазонах $\lambda\lambda$ 500—590 и 610—680 нм, отчетливо наблюдается

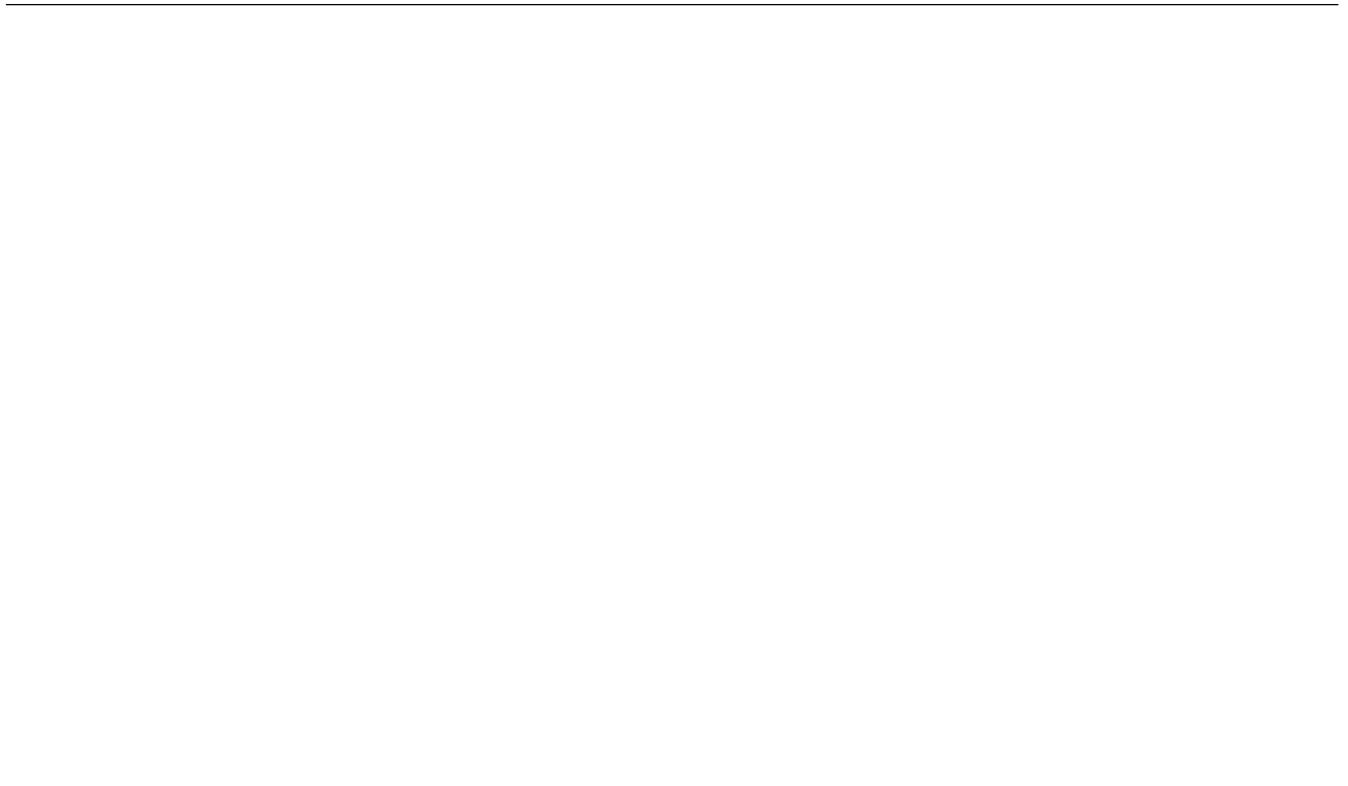


Рис. 5. Космический снимок Запорожья в тепловом ИК-диапазоне («Ландсат-ТМ»)

шлейф дыма от крупного промышленного объекта (указан стрелкой).

Одним из специфических видов воздействия городских агломераций на окружающую среду является тепловое загрязнение. Среднегодовые температуры воздуха в больших городах обычно на 1—2° выше по сравнению с окружающей территорией. Изучение тепловых полей с помощью космических снимков чрезвычайно важно для выявления тепловых аномалий на территории города, обнаружения промышленных выбросов в атмосферу, для оценки энергетического баланса города и выявления роли городов в общем тепловом нагреве атмосферы.

На рис. 5 приведен космический снимок территории города Запорожья, полученный со спутника «Ландсат-ТМ» в ИК-диапазоне $\lambda\lambda$ 8—12 мкм (23.08.91). На снимке различаются аномально нагретые (светлые) участки территории города, которые контрастируют по плотности фототона с холодными (темные) участками. Различия тепловых режимов в разных частях города (контраст достигает до 5—8 °C) объясняются неравномерным распределением по территории промышленных выбросов в атмосферу, зелеными зонами, неодинаковыми из-

лучательными свойствами в ИК-диапазоне $\lambda\lambda$ 8—12 мкм различных городских объектов. Благодаря температурному контрасту на снимке дешифрируются жилые кварталы (1), промышленные объекты (2), сельскохозяйственные угодья (3), водные объекты (4).

Успешное использование космической информации для изучения городских агломераций требует проведения синхронных с дистанционными наземными измерений на тестовых участках (полигонах) с целью верификации результатов космических измерений и корректировки методик дистанционных исследований. В целях повышения информативности и достоверности дистанционных данных необходима разработка и создание аппаратуры дистанционного зондирования с высокой разрешающей способностью в наиболее информативных узких диапазонах электромагнитного спектра.

В настоящее время активно ведутся разработки новых технологий получения и обработки материалов космических съемок, создание геоинформационных систем и баз данных различного тематического содержания на крупные промышленные центры Украины, дальнейшее всестороннее методиче-

ское обоснование космических методов зондирования в комплексе картографического моделирования городских экосистем.

1. Григорьев А. А. Города и окружающая среда (космические исследования). — М.: Мысль, 1982.—120 с.
2. Кондратьев К. Я. Развитие космического дистанционного зондирования в США: итоги разработок за 1994-й финансовый год // Исслед. Земли из космоса.—1996.—№ 2.—С. 118—123.
3. Кондратьев К. Я., Поздняков Д. В. Новое в дистанционном зондировании окружающей среды // Исслед. Земли из космоса.—1996.—№ 1.—С. 107—121.
4. Красовская О. В., Скательников С. В. Цифровые космические изображения SPOT в разработке градостроительных информационных систем // ГИС обозрение. — М., 1996.—С. 40—43.
5. Лялько В. И. Вульфсон Л. Д., Жарый В. Ю. и др. Аэрокосмические методы в геоэкологии. — Киев: Наук. думка, 1992.—206 с.
6. Лялько В. И., Федоровський А. Д., Сіренко Л. Я. та ін.

Україна з космосу (Атлас дешифрованих знімків території України з космічних апаратів) // Додаток до журналу «Космічна наука і технологія».—1997.—3, № 3/4.—С. 40—49.

**USE OF SPACE INFORMATION FOR THE MONITORING
OF ECOLOGICAL SITUATION
IN URBAN AGGLOMERATIONS**

V. I. Lyal'ko, A. D. Fedorovskiy,
A. N. Teremenko, and A. D. Ryabokonenko

The possibility of using space information for the monitoring of ecological situation in urban agglomerations and suburbs is considered. It is shown that space images in the optical range provide information about some processes and phenomena which are not detectable in ground-based observations. The space methods of remote sensing give information for routine monitoring as well as for long-term forecasts, urban development planning, and utilization of natural resources.

УДК 621.315.592

Актуальные задачи получения материалов электронной микрографии в условиях микрографии

Б. Е. Патон¹, В. Ф. Лапчинский¹, Е. А. Аснис¹,
С. П. Заболотин¹, П. И. Баранский², В. М. Бабич²

¹Інститут електрозварки ім. Є. О. Патона НАН України, Київ

²Інститут фізики напівпровідників НАН України, Київ

Надійшла до редакції 28.04.98

Показана можливість одержання в умовах мікрографізації методом електроно-променевої безтигельної зонної плавки досконаліх напівпровідникових монокристалів, а також вивчення ряду фундаментальних проблем фізики кристалізації.

К изучению возможностей получения в условиях микрографии новых уникальных материалов исследователи разных стран проявили большой интерес в начале 1970-х гг. Были определены и основные классы материалов, производство которых в условиях микрографии экономически оправданно и перспективно: полупроводниковые материалы, сверхчистые химические элементы, предназначенные для легирования полупроводников и металлов, а также композиционные материалы.

Существенное повышение качества полупроводников, легирующих элементов для них и металлов специального назначения является одной из приоритетных задач практических всех научно-технологических центров материаловедческого профиля во всех промышленно развитых странах. Однако детальный анализ современных технологий получения монокристаллов показывает [1], что гравитационное поле Земли создает неустранимые препятствия на пути дальнейшего совершенствования их качества.

Это связано в первую очередь с тем, что транспорт атомов матрицы и легирующих примесей в условиях кристаллизации контролируется процес-

сами термической и концентрационной конвекции, которые полностью подавить практически невозможно. Конвективный перенос массы вследствие этих процессов приводит к деформации температурных и концентрационных полей в непосредственной близости к фронту кристаллизации, обеспечивая тем самым не только появление негомогенностей в распределении примесных атомов и структурных дефектов, но также изменения при этом даже режим кристаллизации. В результате этого изменяется скорость роста кристалла со всеми вытекающими последствиями.

К кристаллам, которые используются в опто- и микрэлектронике, предъявляются весьма высокие требования по уровню их чистоты, гомогенности и совершенства. При этом не следует забывать, что из кремния и германия сверхвысокой чистоты изготавливают детекторы ядерных излучений, без которых не могут работать в безопасных условиях ядерные реакторы современных энергетических систем; на основе сверхчистого кремния, легированного впоследствии примесью фосфора методом ядерной трансмутации (при облучении кристаллов Si тепловыми нейтронами) изготавливают высоковольтные вентили и тиристоры большой мощности, большие

интегральные микросхемы, устройства СВЧ-техники и другие приборы. Сложные полупроводниковые соединения элементов III—V, II—VI групп (типа GaAs или CdS соответственно) используют для нужд оптоэлектроники, аэрокосмической техники и ядерной энергетики.

Все вышеупомянутые материалы являются ключевыми как для усовершенствования существующих, так и разработки принципиально новых устройств, средств автоматики и твердотельной электроники.

Космические условия (высокий вакуум и микрогравитация) могут быть эффективно использованы для реализации ряда металлургических процессов, одним из которых является бестигельная зонная плавка полупроводниковых монокристаллов, компонентов сложных полупроводниковых соединений, легирующих элементов и сверхчистых металлов с помощью электронно-лучевого нагрева [5].

Современный уровень развития космической техники делает реальной практическую постановку вопроса о производстве в космосе материалов с уникальными свойствами.

Есть основания ожидать, что свойства полупроводниковых кристаллов, получаемых в космических условиях, по своим основным параметрам будут близкими к теоретически ожидаемым, а сами материалы будут пользоваться большим спросом в наиболее современных областях науки и техники.

Одним из наиболее перспективных методов обработки материалов в космосе (при сварке, плавлении, испарении и реализации иных высокотемпературных процессов) является электронно-лучевой нагрев.

В течение ряда лет в Институте электросварки им. Е. О. Патона совместно с Институтом физики полупроводников НАН Украины проводятся теоретические и экспериментальные исследования возможностей получения совершенных полупроводниковых монокристаллов в условиях микрогравитации методом бестигельной зонной плавки электронным пучком в форме диска и разработкой физико-технологических основ процесса перекристаллизации, пригодного для применения в этих условиях.

Метод электронно-лучевой бестигельной зонной плавки имеет следующие преимущества: высокую термическую эффективность (КПД процесса достигает 80 %); в связи с этим потребляемая мощность невелика, что очень важно при дефиците энергии на борту длительно функционирующего космического объекта; указанный метод позволяет легко регулировать и удерживать заданную высоту расплавленной

зоны, что существенно при разработке и реализации процесса направленной кристаллизации;

бестигельная зонная плавка позволяет получать материалы значительно более высокой чистоты и структурного совершенства, чем в ампулах. Гомогенное зарождение кристаллов в условиях бестигельной кристаллизации также благоприятствует получению значительно более совершенной структуры, чем гетерогенное зарождение (при использовании тиглей и ампул);

зонная электронно-лучевая плавка создает благоприятные условия для получения плоского фронта кристаллизации в отличие от других видов зонной плавки, в том числе при резистивном или индукционном нагреве;

в условиях микрогравитации (и связанным с нею отсутствием тепловой конвекции) бестигельная зонная плавка позволяет наиболее полно изучить влияние на структуру материалов других видов конвекции, в том числе термо-капилярной.

Практическое отсутствие гравитации обеспечивает ряд технологических возможностей, которые нельзя реализовать в земных условиях, в частности, позволить (при надобности) увеличивать длину зоны до размеров периметра кристалла, получать более однородное температурное поле вблизи фронта кристаллизации, значительно уменьшать радиальное изменение концентрации примесей, повышая однородность ее распределения по объему кристалла по сравнению с кристаллами, выращенными в земных условиях.

Институт электросварки им. Е. О. Патона имеет 30-летний опыт создания оборудования для электронно-лучевого нагрева в космосе. Это оборудование неоднократно испытывалось на орбите в условиях микрогравитации и подтвердило свою надежность и эффективность.

Однако, несмотря на большое количество уже проведенных экспериментов, перспективы использования космоса для организации промышленного производства уникальных материалов пока не совсем ясны [2, 4]. Полученные результаты экспериментов не всегда допускают однозначность трактовки, а в ряде случаев — просто противоречат друг другу [3]. На фоне подавленной тепловой конвекции (за счет микрогравитации), более отчетливо начинают проявляться другие виды конвекции, которые также оказывают свое влияние на процесс кристаллизации и свойства кристаллов. Поэтому чрезвычайно важной, на наш взгляд, является проблема оценки целесообразности использования

микрогравитации для промышленного производства материалов конкретного сортамента. В то же время уже сейчас не вызывает сомнений целесообразность получения материалов в небольших количествах, но с уникальными свойствами, таких как сверхчистые полупроводники Si и Ge специального назначения, а также химических компонентов для синтеза полупроводниковых соединений типа A^3B^5 , A^2B^6 , тройных и более сложных полупроводниковых соединений, легирующих материалов для всей полупроводниковой промышленности и цветной металлургии, а также для специальных нужд биологии и медицины.

Особое место в ряду уникальных возможностей (недостижимых в земных условиях) принадлежит, безусловно, развитию фундаментальных исследований в условиях микрогравитации, которые непосредственно связаны с изучением физики фазовых переходов при больших переохлаждениях, выяснением особенностей процесса кристаллизации в условиях микрогравитации, получением закономерностей, устанавливающих связь между режимами роста кристаллов, их структурой, а следовательно, и свойствами, открывающими принципиально но-

вые пути в овладении управляемой технологией.

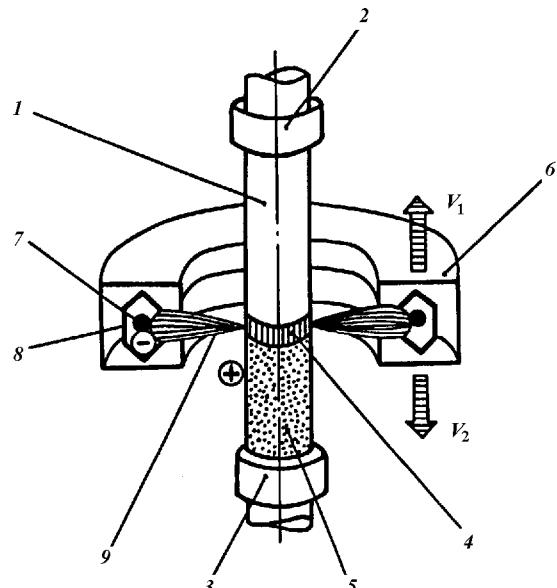
К задачам этого круга относятся следующие.

1. Разработка физико-технологических основ механизма роста кристаллов и выяснение особенностей процессов диффузии, тепло- и массопереноса в условиях микрогравитации, а также определение влияния на упомянутые процессы термокапиллярной конвекции.

2. Реализация принципиальной возможности выращивания кристаллов при гомогенном зарождении в условиях микрогравитации, которая открывает путь к получению сильных переохлаждений расплава, с помощью которых можно существенно расширить ассортимент выращиваемых монокристаллов (который в принципе не может быть реализован в наземных условиях).

3. Поиск эффективных путей для практической реализации плоского фронта кристаллизации и выращивания кристаллов в условиях микрогравитации с минимумом напряженного состояния.

4. Изучение и детальный анализ взаимосвязи между микроструктурой материала и условиями его выращивания, что существенно повысит возможность прогнозов в границах данной технологии.



Общий вид и принцип работы установки для бестигельной зонной плавки дисковым электронным лучом. 1 — переплавляемый образец, 2 — верхний держатель, 3 — нижний держатель, 4 — расплавленная зона, 5 — переплавленный участок, 6 — электронно-лучевой нагреватель, 7 — катод, 8 — фокусирующее устройство, 9 — электронный пучок.

и обеспечит получение материалов с заранее заданными свойствами.

Разработкой научно-методических основ получения монокристаллических и особо чистых материалов в условиях микрогравитации, а также созданием специализированного оборудования Институт электросварки им. Е. О. Патона занимается с начала 1980-х гг. В работе принимали участие Институт металлофизики НАН Украины, НПО «Научный центр» (г. Зеленоград), КБОМ (г. Москва) и другие организации.

В настоящее время в Институте электросварки им. Е. О. Патона создан и эксплуатируется в лабораторных условиях макет однопозиционной космической установки для обработки материалов методом электронно-лучевого нагрева.

Зонная перекристаллизация материалов на установке осуществляется путем перемещения вдоль продольной оси образца высокотемпературной зоны. Она образуется за счет бомбардировки материала пучком электронов в форме диска, который формируется специальной кольцевой электронной пушкой. При этом в вакууме 10^{-4} — 10^{-6} мм рт.ст. температурная обработка материала может производиться в диапазоне от 250 до 3000 °С. Принцип работы и общий вид установки показан на рисунке.

На указанной установке были получены монокристаллы кремния и проведены исследования их структуры и электрофизическими свойствами. Исследования показали, что в процессе зонного переплава кристаллографическая ориентация, задаваемая затравочным кристаллом, сохранялась по всей длине образца (длина образца 90 мм).

Исследования электрофизических свойств этих кристаллов показали, что однократный проход зоны обеспечивает повышение среднего значения удельного электросопротивления образца приблизительно в четыре раза (от 15 до 60 Ом·см), что свидетельствует не только о высокой эффективности очистки кристалла, но также и том, что поступательное перемещение расплавленной зоны по длине кристалла заметным образом не нарушает формы фронта кристаллизации.

Результаты исследования образцов с помощью рентгеновской дифрактометрии свидетельствуют о некотором повышении уровня микронапряжений у концов слитка, что связано, по-видимому, с проявлением температурных перепадов у его концов (при появлении расплавленной зоны и ее исчезновении — в конце процесса перекристаллизации).

В условиях примесной проводимости равномер-

ное распределение удельного электросопротивления по диаметру слитков является также свидетельством того, что и сама примесь по сечению слитка также распределена достаточно равномерно.

Условия микрогравитации при прочих равных условиях позволяют обеспечить фронт кристаллизации наиболее близким к плоскому, что в свою очередь значительно снизит уровень микронапряжений в кристаллах, повысит их структурное совершенство и степень равномерности в распределении атомов легирующей примеси по объему кристалла, а следовательно, и концентрации основных носителей заряда и их подвижности.

Таким образом, проведенные наземные эксперименты по использованию бестигельной зонной плавки кристаллов кремния, осуществляющей с помощью электронного луча, указывают на хорошую перспективу применения данной технологии в условиях микрогравитации для получения полупроводников высокого качества, а также для ее применения с целью решения ряда фундаментальных задач физики невесомости и фазовых переходов.

Работа выполняется по заказу Национального космического агентства Украины.

1. Космическое материаловедение / Под ред. Б. Фойебахера., Г. Хамахера, Р. Наумана. — М.: Мир, 1989.—478 с.
2. Мильвидский М. Г., Н. А. Верезуб Н. А., Картаых А. В. и др. Выращивание монокристаллов полупроводников в космосе: результаты, проблемы, перспективы // Кристаллография.—1997.—42, № 5.—С. 913—923.
3. Регель Л. Л. Космическое материаловедение // Итоги науки и техники / ВИНТИ.—1984.—21.—Ч. I.—244 с.; 1987.—29.—Ч. II.—296 с.; 1990.—34.—Ч. III.—336 с.; 1991.—36.—Ч. IV.—364 с.
4. Baranskii P. I. Mikrogravitation and possible ways to preparing high-quality technically important semiconductors // International Center For Gravity Materials Science And Applications; Clarkson University Potsdam, N. Y. 13699-5700 USA, May, 1994.—P. 40—42.
5. Paton B. E., Lapchinskii V. F. Welding in space and related technologies. — Cambridge International science Publishing, 1997.—121 p.

URGENT TOOKS OF PRODUCING MATERIALS FOR ELECTRONIC ENGINEERING UNDER MICROGRAVITY

B. E. Paton, V. F. Lapchinskii, E. A. Asnis,
S. P. Zabolotin, P. I. Baranskii, and V. M. Babich

We show the feasibility of producing perfect single semiconductor crystals under microgravity conditions by the method of crucibles zone melting. A number of fundamental problems in the physics of crystallization can also be solved under these conditions.

УДК 621.3.038+621.52

Имитация воздействия атомарного кислорода на материалы космических аппаратов

В. В. Абрамов

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

Надійшла до редакції 14.01.98

Описано систему для наземної прискореної імітації неперервних пучків атомарного кисню, основана на новому методі їхньої генерації, з енергією $E = 5$ еВ (що відповідає швидкості КА 8 км/с) з потоками частинок в проміжку $10^{15} < j < 10^{17}$ част./ $(\text{см}^2\text{c})$. В даній роботі швидкість атомів кисню 8 км/с ($E = 5$ еВ) досягається газодинамічним методом. Дисоціація надзвукового потоку молекул кисню O_2 на атоми відбувається в наземному імітаторі під впливом вакуумного ультрафіолетового (ВУФ) випромінювання та УФ-випромінювання $\lambda = 110 \dots 400$ нм адекватно процесам, які відбуваються у верхній атмосфері Землі на висотах 200—1000 км при дії сонячного випромінювання. Пропонується проведення комплексних досліджень та випробувань впливу потоків атомарного кисню на поверхню КА, вивчення деградації фізико-механічних властивостей матеріалів космічних систем, експлуатованих на висотах 200—1000 км (наприклад, міжнародна космічна станція «Альфа»), а також серій спутників та інших КА з часом життя 10—20 років.

ПРОБЛЕМА АТОМАРНОГО КИСЛОРОДА В КОСМИЧЕСКИХ ЦЕНТРАХ NASA, РОССИИ, СТРА- НАХ ЕВРОПЕЙСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АГЕНТСТВА

В последние годы в области космического материаловедения весьма актуальной является задача имитации факторов космического пространства в лабораторных наземных условиях. Имитацию следует проводить ускоренно (с разными коэффициентами ускорения), а также имитировать максимальное число экстремальных факторов космического пространства. Анализ эксплуатации орбитальной станции «Мир», космических кораблей типа «Шаттл» на околоземных орbitах, а также спутниковых систем на разных высотах показал, что для интервала высот 200—1000 км экстремальным фактором космического пространства (наряду с воздействием протонов и электронов радиационных поясов Земли, излучением Солнца, вакуума и термоциклирования, одновременная имитация которых описана в работах [1, 8]) являются потоки атомарного кислорода. Статическая плотность атомарного кислорода на высоте 300 км оказалась порядка $\rho \sim$

$\sim 10^9$ част./ см^3 . При скорости КА 8 км/с данная статическая плотность атомов кислорода превращается в мощный поток нейтральных атомов кислорода, который достигает величины 10^{15} част./ $(\text{см}^2\text{c})$.

При таком потоке в каждую секунду атомарный кислород покрывает моноатомным слоем поверхность космического аппарата. Интенсивные исследования в СССР, СНГ и США состава верхней атмосферы Земли показали (рис. 1, 2), что на высотах 200—1000 км (характерных для полетов орбитальных станций «Мир», МКС «Альфа», КА типа «Шаттл» и «Буран», а также серий малых и микроспутников, разрабатываемых в КБ «Южное» и ESA) атмосфера состоит в основном из нейтральных атомов кислорода, концентрация которых максимальна ($\rho \approx 10^9$ част./ см^3) на высотах 250—300 км. Данная особенность состава атмосферы сохраняется до высот 700—1000 км. Здесь есть также нейтральные атомы азота, аргона, водорода с плотностями $\rho_i = 10^6 \div 10^7$ част./ см^3 , а также ионизированные атомы O^+ , N^+ , Ar^+ с существенно меньшими плотностями ($\rho = 10^5 \div 10^6$ част./ см^3). Суммарный флюенс потока атомарного кислорода в течение

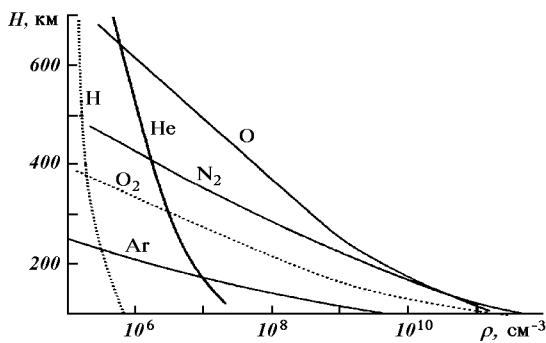


Рис. 1. Состав атмосферы Земли на низких орbitах (высоты $H = 200$ — 1000 км)

года полета на высоте 300 км оказывается порядка $\Phi \sim 10^{22}$ част./см². Это весьма значительная величина, которая приводит к существенной деградации материалов КА и вызывает значительную потерю их массы, резкое изменение отражательной способности зеркал, деградацию оптических, электрофизических, механических свойств материалов, элементов КА, солнечных батарей, оптических и спектральных приборов [4, 9, 11]. Изменение одних свойств вызывает, как показал опыт, ускоренное изменение комплекса других свойств. Так, например, снижение поверхностной проводимости ρ_s вызывает появление разности потенциалов ΔU между элементами поверхности КА, и следовательно, возникновение больших электрических разрядов и пробоев, негативно влияющих на работоспособность приборов КА. Электрические разряды разрушают материалы КА и создают электромагнитные, оптические, акустические и другие помехи работе бортовых систем КА. Мелкие кусочки разрушенного поверхностного слоя, а также продукты «горения» материалов поверхности КА в потоке атомарного кислорода (т. е. собственная атмосфера КА), являются источниками свечения, которое охватывает области передней части КА на высоту более 20—25 см от поверхности корабля, а также обнаруженный эффект «мерцания», создающий большие помехи чувствительной электронной аппаратуре космических аппаратов [4]. Именно эти обстоятельства вызвали повышенный интерес к проблеме наземной имитации атомарного кислорода. Лабораторная имитация потоков атомарного кислорода с кинетической энергией $E = 5$ эВ сопряжена с весьма значительными трудностями. В ведущих космических центрах NASA, России и стран ESA к настоящему времени существует более десяти различных физических методик для генерации потоков атомарного кислорода. (Россия имеет две установки; Франция, по литературным данным, две

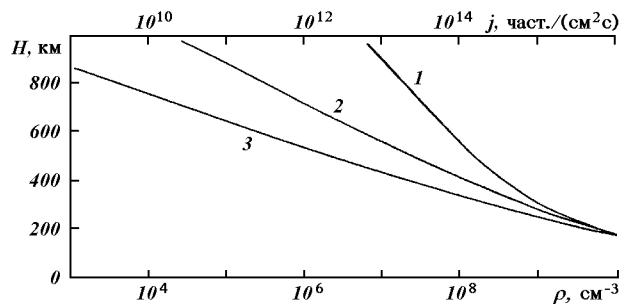


Рис. 2. Зависимость концентрации атомов кислорода и величины потока атомов кислорода (при скорости $v = 8$ км/с от высоты H): 1 — максимум солнечной активности, 2 — стандартная атмосфера, 3 — минимум солнечной активности

методики: газодинамическую установку «Серфатрон», а также установку CASOAR в центре CNES-ONERA; остальными методиками обладают США). Следует особо подчеркнуть, что в США проблеме атомарного кислорода и его воздействию на КА в последние пять-семь лет уделяется весьма значительное внимание в связи с многократными полетами КА типа «Шаттл», а также с проектом международной космической станции «Альфа».

В Украине (по литературным данным) аналогичных методик нет.

По способу образования пучков атомов кислорода методики можно разделить на четыре типа.

Первый и наиболее простой метод, — это электрический разряд в газовой смеси, содержащий кислород, и эффициционное истечение атомов кислорода из камеры. Однако этим способом можно получить потоки атомов кислорода с энергией менее 1 эВ [6].

Второй метод базируется на нейтрализации пучка заряженных и ускоренных до необходимой энергии ионов кислорода (метод перезарядки пучка ионов кислорода). Данный метод ограничен по величине потока кислорода из-за кулоновского отталкивания ионов в пучке [5, 14].

Третий метод базируется на нагреве газа до высокой температуры 3000—3400 К (разными способами), при которой происходит диссоциация молекул O_2 с последующим быстрым расширением образованной плазмы. Однако данный метод также ограничен по энергии атомарного кислорода [7].

Четвертая группа методов получения пучков атомарного кислорода является комбинированной — как по способу достижения атомами кислорода скоростей 8 км/с ($E = 5$ эВ), так и по методам диссоциации молекул кислорода O_2 на атомы. Данные методики получения потоков атомов кислорода — в основном импульсные [3, 10, 12]. Так, напри-

мер, установка CASOAR (Франция) имеет импульсный пучок атомов кислорода с частотами $\nu = 1 - 10$ Гц, длительностью $\Delta t = 10 - 100$ мкс [10].

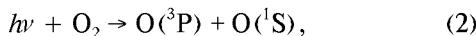
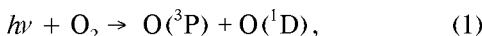
Особо отметим, что имеющиеся методики не лишены весьма существенных недостатков:

- не всегда достигается необходимая величина энергии атомов кислорода $E = 5$ эВ (скорости 8 км/с);
- многие из методик имеют импульсный пучок атомов кислорода (с частотами $\nu = 1 - 10$ Гц, длительностью $\Delta t = 10 \dots 100$ мкс);
- не всегда достигается требуемая для ускоренных исследований плотность потока атомарного кислорода $j = 10^{15} \dots 10^{17}$ част./ $(\text{см}^2 \text{с})$ (не достигаются и другие существенные параметры имитаторов).

Здесь предлагается новый метод наземной ускоренной имитации непрерывных потоков атомарного кислорода с энергией $E = 5$ эВ и плотностью потоков частиц $j \approx 10^{15} \dots 10^{17}$ част./ $(\text{см}^2 \text{с})$.

МЕТОД ИМИТАЦИИ ПУЧКОВ АТОМАРНОГО КИСЛОРОДА С ЭНЕРГИЕЙ $E = 5$ эВ. СХЕМА ИМИТАЦИОННОЙ УСТАНОВКИ

В атмосфере Земли на высотах 200—1000 км атомарный кислород образуется согласно [4] в основном при фотодиссоциации молекул O_2 , т. е. при воздействии электромагнитного излучения Солнца $\lambda = 110 \dots 400$ нм (область УФ- и вакуумного ультрафиолетового (ВУФ-) излучения на молекулы O_2 :



где $O(^3P)$ — атом кислорода в 3P -состоянии, $O(^1D)$ и $O(^1S)$ — возбужденные атомы кислорода в 1D и 1S -состояниях, электронная энергия которых по отношению к основному состоянию равна соответственно 1.967 и 4.189 эВ.

На рис. 3 приведен общий вид имитатора атомарного кислорода (ИАК), который состоит из следующих основных систем: криогенновакуумной камеры 1 с системой генерации пучков атомарного кислорода газодинамическим способом со специальным сверхзвуковым соплом Лаваля 2 и скиммером 6; системы ввода излучений искусственного заатмосферного Солнца в интервале длин волн $\lambda = 110 \dots 400$ нм, создаваемого источником ВУФ-излучения 10, а также источником УФ-излучения 9 для диссоциации молекул кислорода O_2 на атомы О и их возбуждения; системы криогенно-вакуумной откачки имитатора 7, 8 с применением гелиевого адсорбционного 8 и турбомолекулярных насосов; систе-

мы автоматической подачи образцов материалов, масштабных моделей и узлов космических аппаратов 3; системы диагностики потоков атомарного кислорода и контроля состава газов имитатора ИАК 4, 5; системы автоматического управления и контроля имитатора ИАК 14.

Сущность предлагаемого метода генерации непрерывных пучков атомарного кислорода, который основан на новом физическом принципе, заключается в следующем.

Смесь газов кислорода и гелия $O_2 + He$ или кислорода и аргона $O_2 + Ar$ (в соответствующих пропорциях, например, в соотношении 1:1) (рис. 3), истекая в вакуум в камере 1 через специальное сверхзвуковое сопло Лаваля 2 со скиммером 6, приобретает необходимую скорость 8 км/с. Диссоциация молекул кислорода O_2 на атомы О и их возбуждение происходит под воздействием ВУФ-излучения $\lambda\lambda = 110 \dots 200$ нм, создаваемого источником ВУФ-излучения 10 с интенсивностью $I = (0.01 \dots 4) \cdot 10^{-4}$ Вт/см², а также под влиянием УФ-излучения в интервале $\lambda = 200 \dots 400$ нм.

В качестве ВУФ-источника в макетной камере 1 имитатора ИАК в настоящей работе (рис. 3) используется имитатор, описанный в работе [2]. В предлагаемом способе может быть использован любой источник ВУФизлучения (например, лазерный) с соответствующей интенсивностью потока.

Источником УФ-излучения имитатора атомарного кислорода является источник «искусственного заатмосферного Солнца» типа ИС-160 с интенсивностью $I = 0.14 \dots 2$ Вт/см² ($\lambda = 200 \dots 2500$ нм) и с соответствующим набором фильтров. Спектр излучения указанных двух источников максимально приближен к спектру Солнца.

Таким образом, в настоящей работе скорость атомов кислорода 8 км/с ($E = 5$ эВ) достигается газодинамическим методом. Диссоциация сверхзвукового потока молекул кислорода O_2 на атомы О происходит в наземном имитаторе под воздействием ВУФ- и УФ-излучения в интервале длин волн $\lambda = 110 \dots 400$ нм адекватно процессам, которые протекают в атмосфере Земли на высотах 200—1000 км при воздействии солнечного излучения.

Особо отметим два обстоятельства, определяющие новизну данного метода генерации непрерывных пучков атомарного кислорода.

Во-первых, образование атомов кислорода, т. е. диссоциация молекул O_2 на атомы происходит в сверхзвуковом потоке молекул O_2 , т. е. после их прохождения через сверхзвуковое сопло Лаваля. В описанных ранее методиках диссоциация (например, термическая) происходила до входа плазмы в сопло Лаваля.

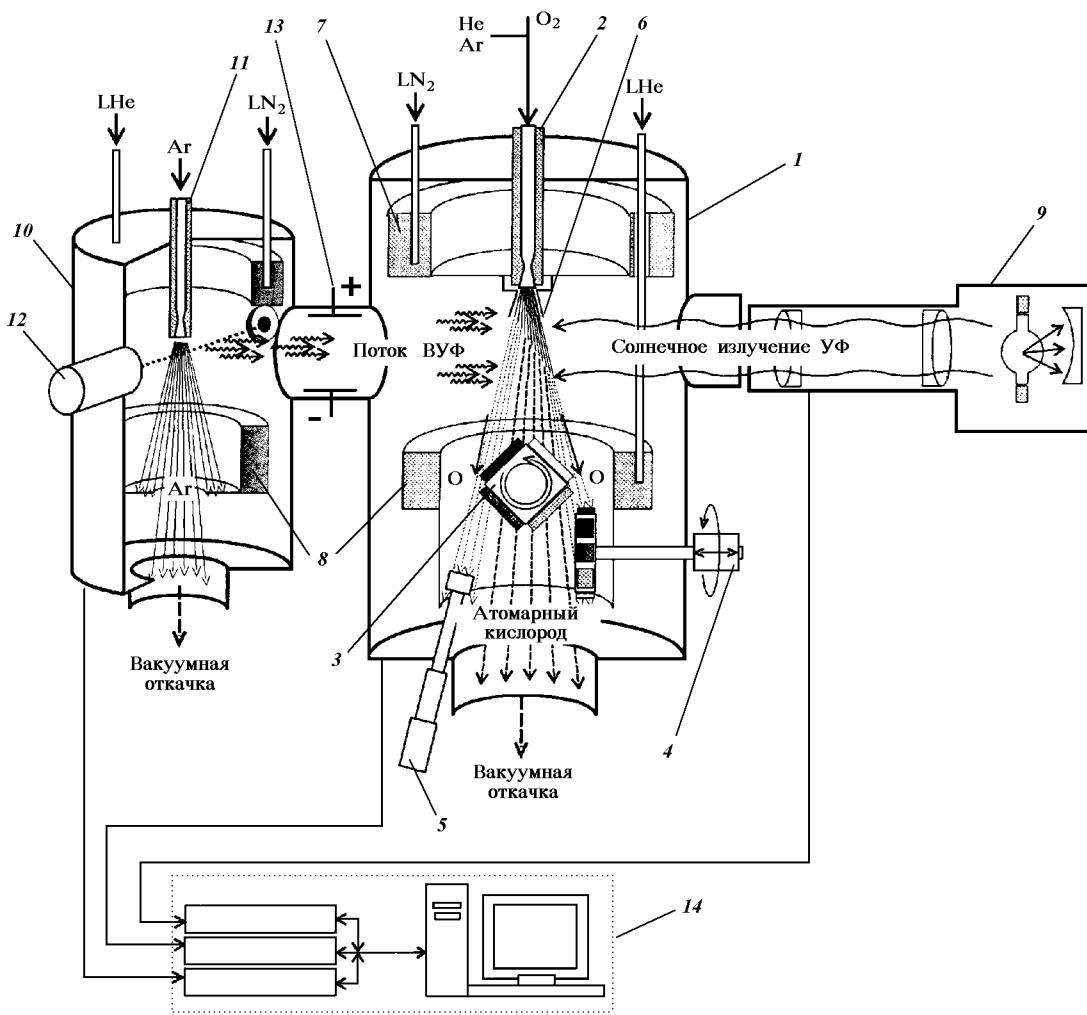


Рис. 3. Общий вид имитатора атомарного кислорода (ИАК) и его основных систем (с энергией частиц $E = 5$ эВ): 1 — вакуумная камера ИАК, 2 — сверхзвуковое сопло Лаваля для формирования потока O_2 , 3 — образец, 4 — система диагностики кислородного пучка, 5 — масс-спектрометр, 6 — скиммер, 7 — криогенный экран (N_2), 8 — криогенный насос (He), 9 — источник УФ-излучения, 10 — камера источника ВУФ-излучения, 11 — сверхзвуковое сопло Ar, 12 — электронная пушка источника ВУФ-излучения, 13 — фильтр заряженных частиц, 14 — система автоматического контроля ИАК

Таким образом, предлагаемый метод существенно отличается от описанных ранее по способу диссоциации, т. е. механизмом воздействия квантов ВУФ-излучения на молекулы кислорода, движущиеся со сверхзвуковой скоростью 8 км/с после их истечения из сопла Лаваля.

Второе обстоятельство заключается в том, что в настоящей методике скорость атомов кислорода 8 км/с (соответствующая первой космической скорости) достигается только газодинамическим способом, применяя специальное сверхзвуковое сопло Лаваля, а также смесь газов кислорода и гелия в соответствующих пропорциях.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИМИТАТОРА АТОМАРНОГО КИСЛОРОДА

Криогенно-вакуумная камера имитатора ИАК состоит из следующих основных систем (рис. 3):

- система генерации пучков атомарного кислорода газодинамическим методом со специальным соплом Лаваля 2 и скиммером 6;
- криогенно-вакуумная система откачки с применением гелиевых адсорбционных и турбомолекулярных насосов;
- система ввода излучений искусственного Солнца в интервалах длин волн $\lambda = 110 \dots 400$ нм для

диссоциации молекул кислорода;

— система диагностики потоков атомарного кислорода и контроля состава газов 4;

— автоматическая система подачи образцов 3 материалов, масштабных моделей, узлов, механизмов КА и микроспутников;

— система измерения физико-механических свойств материалов КА непосредственно в потоках атомарного кислорода и в вакууме;

— корпус камеры с крышками, с требуемыми фланцами; криогенные экраны камеры, охлаждаемые жидким азотом ($T = 77 \text{ K}$);

— вакуумная аппаратура и средства откачки (вторичные приборы по измерению низкого и высокого вакуума);

— приборы, осуществляющие измерение свойств материалов в пучках атомарного кислорода.

Система генерации пучков атомарного кислорода обеспечивает генерацию непрерывных потоков атомарного кислорода газодинамическим методом с энергией $E = 5 \text{ эВ}$ с плотностями потоков $j = 10^{15} \div 10^{17} \text{ част.}/(\text{см}^2\text{с})$.

Конструкция криогенно-вакуумной камеры обеспечивает одновременный ввод двух типов излучений для диссоциации молекул кислорода:

1. УФ-излучения в интервале $\lambda = 200 \dots 400 \text{ нм}$ с интенсивностью $I = 0.14 \text{ Вт}/\text{см}^2$.

2. ВУФ-излучения в интервале $\lambda = 110 \dots 200 \text{ нм}$ с интенсивностью $I = 2 \cdot 10^{-6} \div 3.6 \cdot 10^{-4} \text{ Вт}/\text{см}^2$.

Глубина вакуума в криогенно-вакуумной камере составляет $P = 5 \cdot 10^{-6} \text{ Торр}^*$. Интервал температур в криогенно-вакуумной камере на мишени имеет величину $T = 80 \div 350 \text{ K}$.

Технические параметры криогенно-вакуумной камеры имитатора ИАК

— Рабочий объем камеры	$\approx 80 \text{ л}$
— Давление остаточного газа	$5 \cdot 10^{-6} \text{ Торр}$
— Температура радиационного экрана	77 K
— Расход жидкого азота	5—6 л/ч
— Активная площадь воздействия потока диаметром атомов кислорода на мишень	круг $\varnothing = 110 \div 130 \text{ мм}$
— Углы ввода излучений имитаторов искусственного заатмосферного Солнца	90°

Система контроля состава газов имитатора ИАК производится в настоящее время на базе специально созданного масс-спектрометра типа РОМС-9М с параметрами:

— диапазон анализируемых массовых чисел

2...500 а.е.м.

— разрешающая способность на уровне 10 % высоты пика Ar, — 1 M/e,

— скорость развертки — 0.5 ... 10 а.е.м./с.

Вакуумная откачка камеры ИАК проводится турбомолекулярными насосами типа «Lybold» со скоростями откачки 2000—3000 л/с, а также гелиевым адсорбционным насосом, расположенным внутри камеры имитатора атомарного кислорода 8.

Корпус камеры ИАК сварной, изготовлен из нержавеющей стали типа 12Х18Н9Т с шарнирно открывающейся крышкой.

Экран камеры изготовлен из алюминиевого сплава типа АМЦ со степенью черноты наружной поверхности $\varepsilon = 0.05 \div 0.2$; внутренней поверхности $\varepsilon = 0.9 \div 0.95$ (для адекватной имитации условий космического пространства, при которой возврат молекул на объект ничтожен).

Система диссоциации ИАК состоит из двух источников, имитирующих полный спектр электромагнитного излучения заатмосферного Солнца, с набором соответствующих фильтров.

1. Имитатор УФ-излучения в интервале длин волн $\lambda = 200 \dots 400 \text{ нм}$ с интенсивностью $I = 0.14 \text{ Вт}/\text{см}^2$, а также с площадью облучения, равной площади круга $d = 100 \text{ мм}$.

2. Источник ВУФ-излучения в интервале длин волн $\lambda = 110 \dots 200 \text{ нм}$ с интенсивностью излучения $I = 2 \cdot 10^{-6} \div 3.6 \cdot 10^{-4} \text{ Вт}/\text{см}^2$ на расстоянии 30—35 см от оси потока молекул O₂.

Спектр излучения двух источников максимально приближен к спектру Солнца. Диаметр поверхности, облучаемой ВУФ-источником, равен 110—120 мм.

Разработаны следующие методики измерений физико-механических свойств материалов КА, которые производятся непосредственно под пучком атомарного кислорода в камере I (т. е. *in situ* в вакууме).

1. Измерение электрофизических свойств материалов КА, вольтамперных характеристик солнечных батарей, резистивных свойств (объемного и поверхностного сопротивлений) материалов КА.

2. Изучение работоспособности масштабных моделей космических аппаратов, элементов и систем малых спутников в потоке атомарного кислорода.

3. Исследование процессов газовыделений материалов КА при воздействии атомарного кислорода (с энергией $E = 5 \text{ эВ}$) методом масс-спектрометрии с использованием масс-спектрометра РОМС-9М (разработанного во ФТИНТ НАН Украины).

* 1 Торр = 1 мм рт. ст. = 133.3 Па.

НАУЧНАЯ И ПРАКТИЧЕСКАЯ ЗНАЧИМОСТЬ РАБОТЫ

Имитатор атомарного кислорода ИАК позволит проводить изучение и испытание работоспособности материалов КА, масштабных моделей космических систем и малых спутников в потоках атомарного кислорода, имитируя высоты 200—1000 км.

Проведенные на имитаторе ИАК комплексные исследования физико-механических свойств материалов при воздействии на них потоков атомарного кислорода позволяют в будущем предоставлять научно обоснованные рекомендации по созданию и применению новых материалов с заданными свойствами, обеспечивающими надежную работу космических систем на высотах 200—1000 км, таких как международная космическая станция «Альфа», серии спутников и других КА с временами жизни 10—20 лет.

В настоящее время во ФТИНТ НАН Украины разработан, создан и введен в эксплуатацию имитатор для одновременной ускоренной имитации шести экстремальных факторов космического пространства — КИФК [1, 8].

Данный комплексный имитатор имитирует основные факторы в радиационных поясах Земли, т. е. на высотах 300—80 000 км.

Комплексное использование двух данных имитационных систем позволит имитировать все основные экстремальные факторы космического пространства (на высотах 200—80 000 км) и их воздействие на космические аппараты, разрабатываемые в КБ «Южное» и используемые практически для всех космических миссий будущего.

Автор выражает глубокую благодарность академикам НАНУ В. Г. Барьяхтару и В. И. Трефилову, профессору И. М. Неклюдову и Л. К. Колыбаеву за плодотворное обсуждение работы.

1. Абраимов В. В., Негода А. А., Завалишин А. П., Колыбаев Л. К. Комплексная имитация факторов космического пространства // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 2-6.—С. 76—80.
2. Веркин Б. И., Верховцева Э. Т., Фогель Я. М. Газоструйный источник вакуумного ультрафиолетового излучения // Физика вакуумного ультрафиолетового излучения. — Киев: Наук. думка, 1974.—С. 38—58.
3. Кудрявцев Н. Н., Мазяр О. А., Сухов А. М. Методы генерации пучков атомарного кислорода. // Приборы и техника эксперимента.—1994.—№ 1.—С. 31—48.
4. Никитин Е. Е., Смирнов Б. М. Медленные атомные

столкновения. — М.: Энергоиздат, 1990.—254 с.

5. Abraimov V. V., Negoda A. A., Zavalishin A. P., et al. A complex outer space simulator // Proc. Fourth Ukraine-China Symp. on Space Sciense and Technology; Kyiv, September 12—17, 1996. — Kyiv, 1996.—Vol. II.—P. 530—533.
6. Arnold G. S., Peplinski D. R., Cascarano F. M. // J. Spacecraft and Rockets.—1987.—24, N 5.—P. 454—458.
7. Caledonia G. E., Krech R. H. Energetic oxygen atom material degradation studies// AIAA Paper.—1987.—N 105.—P. 1—11.
8. Cross J. B., Cremon D. A. Atomic oxygen surface interactions — mechanistic study using ground-based facilities // AIAA Paper.—1985.—N 0473.—17 p.
9. Cross J. B., Spangler L. H., Haffbauer M. A., Archuleta F. A. High intensity 5 eV CW-laser sustained O-atom exposure facility for material degradation studies // SAMPE Quarerly.—1987.—18.—P. 41.
10. Dauphin G. Atomic oxygen — a low orbit plague. // Proc. 8-th Int. Conf. Soc. Adv. Mater. And Process. Eng. Eur. Chaper, La Baule, May 18—21, 1987. — Amsterdam e. a., 1987.—P. 345—368.
11. Leger L. J., Visentine J. T., Schliesing J. A. A consideration of atomic oxygen interactions with space station // AIAA Paper.—1985.—N 0476.—P. 1—11.
12. Sibener S. J., Buss R. J., Ng C. Y., Lee Y. T. Development of a supersonic O(³P₁), O(¹D₂) atomic oxygen nozzle beam source // Rev. Sci. Instrum.—1980.—51, N 2.—P. 167—170.
13. Singh B., Amore L. J., Sailor W., Racete G. Laboratory simulation of low earth orbital atomic oxygen interaction with space-craft surfaces // AIAA Paper.—1985.—N 0477.—7 p.
14. Walther S. R., Leung K. N., Kunkel W. B. Development of low energy oxygen ion beams for surface studies // J. Appl. Phys.—1986.—60, N 9.—P. 3015—3017.

SIMULATION OF THE INFLUENCE OF ATOMIC OXYGEN UPON SPACECRAFT MATERIALS

V. V. Abraimov

We describe a system which is intended for ground-based accelerated simulation of continuous atomic oxygen beams with the energy $E = 5$ eV (this corresponds to the spacecraft velocity 8 km/s). The system is based on a new method for generating atomic oxygen with flows of particles in the interval $10^{15} < j < 10^{17}$ particle/(cm²s). The oxygen atom velocity 8 km/s ($E = 5$ eV) is achieved with the gas-dynamic method. In the ground-based simulator the dissociation of a supersonic flow of oxygen molecules O₂ to the oxygen atoms occurs under the influence of the vacuum ultraviolet (VUV) and ultraviolet (UV) radiation in the wavelength range $\lambda = 110 \dots 400$ nm. These processes are adequate to the processes going on in the upper strata of the Earth's atmosphere at the altitudes 200—1000 km under the solar irradiation. Complex studies and tests are planned to investigate the effect of atomic oxygen flows on spacecraft surface, the degradation of the physicomechanical properties of the materials used in space systems operating at the heights $H = 200—1000$ km (e.g., orbital stations of the “Alpha” type), as well as series of small satellites with lifetimes of 10—20 years.

УДК 532.525.2:533.697.4

Приближенные модели космических струй электрореактивных двигателей

В. А. Шувалов, О. А. Левкович, Г. С. Кочубей

Інститут технічної механіки НАНУ—НКАУ, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 27.04.98

Сформульовано наближені моделі просторового розподілу параметрів струменів газу та плазми ЕРД. Показано, що моделі адекватні чисельному та фізичному експериментам.

Проблемы совместимости микродвигателей с системами и элементами конструкций космических аппаратов (КА) включают два аспекта:

- рассеяние радиоизлучения бортовых приемо-передающих систем, ослабление радиосигналов на трассе Земля—борт—Земля плазменными струями и искусственными плазменными образованиями;
- воздействие струй, продуктов выхлопа электрореактивных двигателей (ЭРД) на поверхности элементов конструкций и систем КА.

Первый из них связан с влиянием плазменных струй и искусственных плазменных образований на радиосвязь, работу систем телеметрии, бортового ретрансляционного и обеспечивающего комплекса. Второй — с опасностью деградации материалов наружных поверхностей элементов конструкций, осаждением пленок, конденсацией продуктов выхлопов струй на панели солнечных батарей, оптику, антенны и т. д.

Первоочередной в проблеме совместимости струй двигателей ЭРД с элементами конструкций КА является задача определения структуры, пространственного распределения параметров, продуктов выхлопа, химического и зарядового состава струй, истекающих в вакуум. Технические приложения задачи о структуре сверхзвуковых струй газа и плазмы, истекающих в вакуум, многообразны [1, 7]. Как правило, задача решается численно методом характеристик. Реализация такого решения довольно трудоемка. Поэтому на практике нередко

используются приближенные модели [1, 7]. Отличаясь по точности и адекватности численному и физическому экспериментам, приближенные модели, за редким исключением, не учитывают эффекты вязкости. Из-за наличия пограничного слоя в сопле плотность газа в периферийной части струи существенно превышает плотность, рассчитанную для случая невязкого (идеального) истечения. Параметры газа в периферийной части являются исходными для описания и определения последствий и результатов воздействия струй двигателей на элементы конструкций, наружные поверхности космических аппаратов.

Эффекты вязкости учтены в модели работы [9]. Ее точность в значительной мере определяется корректностью выбора по данным физического эксперимента, стендовых испытаний или результатам численного анализа течения газа в сопле параметра m_z — отношения расхода газа через пограничный слой к суммарному расходу через сопло.

В предлагаемой работе сформулированы две уточненные модели, позволяющие повысить точность расчета параметров сверхзвуковых струй, истекающих в вакуум из реального сопла, адекватные данным физического эксперимента и численного решения задачи. Область применения приближенных моделей — дальнее поле — область, где скорость газа в струе увеличивается, приближаясь к предельному значению $V_{\max} = \sqrt{2\gamma RT_0/(\gamma - 1)}$, а линии тока практически прямолинейны или согласно оценкам [16] $r/r_e = 20$. Более точно, — начиная

с «границы сплошности» [14], вниз по потоку. Как и в работе [9], предполагается, что дальнее поле струи можно моделировать источником с полюсом в центре сопла, основная масса газа и импульс струи сосредоточены в центральном ядре, где течение газа является идеальным, а вязкие эффекты проявляются в периферийной зоне. При этом в качестве критерия точности приближенных моделей могут быть использованы результаты численного решения задачи или данные физического эксперимента.

В соответствии с первой моделью распределение плотности газа в дальнем поле течения осесимметричной сверхзвуковой струи в полярной системе координат с началом в центре выходного сечения сопла может быть представлено в виде

$$\frac{\rho(r, \theta)}{\rho_0} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right) \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \left[\left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right) - \gamma^{-1} \right] \times \\ \times \left(\frac{r}{r_e}\right)^{-2} \left(\cos\frac{\theta}{2}\right)^{\beta_1} \left[1 - m_{z_1} \left(1 - \frac{2+\beta_*}{2+\beta_1} \left(\cos\frac{\theta}{2}\right)^{\beta_*-\beta_1}\right) \right], \quad (1)$$

где $k = \gamma(\gamma-1)M_e^2$ — параметр, зависящий от отношения удельных теплоемкостей γ и числа Маха на срезе сопла M_e ;

$$\beta_1 = \frac{M_e}{\gamma(\gamma^2+1)} \beta; \quad \beta = \frac{4C_F/C_{F\max}}{1-C_F/C_{F\max}}; \\ m_{z_1} = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{C_F}{C_{F\max}}\right); \\ \frac{C_F}{C_{F\max}} = C_k C_d C_v \left(\frac{k}{k+2\gamma}\right)^{0.5} + \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{A_e}{A_*} C_{F\max}^{-1}; \\ C_{F\max} = \frac{2\gamma}{\sqrt{\gamma^2-1}} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}; \quad C_k = \frac{1+\cos\theta_e}{2}.$$

Здесь C_F — коэффициент тяги, $C_{F\max}$ — коэффициент тяги в вакууме, C_k — коэффициент коничности сопла, C_d — коэффициент расхода, C_v — коэффициент скорости, r_e — радиус среза сопла, $\beta_* = \beta$ при $A_e/A_* = 1$.

В работе [5] для коэффициента расхода C_d получена зависимость $C_d = C_d(\gamma, Re_*)$:

$$C_d = 1 - \left(\frac{r_c}{r_*}\right)^{0.25} \frac{0.97 + 0.86\gamma}{\sqrt{Re_*}}, \quad (2)$$

где $0 < r_c/r_* < 2$, $50 < Re_* < 10^5$, r_c — радиус кривизны профиля в критическом сечении сопла; r_* — радиус критического сечения сопла; Re_* — число Рейнольдса в критическом сечении сопла.

В работе [10] коэффициент расхода представлен

в виде аппроксимации

$$C_d = 0.998 - 2\delta_*/r_*, \quad (3)$$

где δ_* — толщина вытеснения.

Для реального сопла коэффициент C_v определяется соотношением [15]

$$C_v = \frac{(1 - T_e/T_0)^{0.5}}{\sqrt{k/(k+2\gamma)}}, \quad (4)$$

а при адиабатическом режиме истечения

$$C_v = \sqrt{1 + \frac{2}{\gamma}(C_d - 1)}. \quad (5)$$

Измеренные и расчетные значения и зависимости C_d и T_e/T_0 от $10^{-1} \leq Re_* \leq 10^6$ при $\gamma = 1.4$ приведены на рис. 1. Приведенные данные охватывают широкий диапазон параметров и условий истечения газа из сопел, могут быть использованы для оценок значений коэффициентов C_d и C_v .

В тех случаях, когда характеристики реальных сопел — коэффициенты C_d и C_v неизвестны — параметры струи могут быть определены с применением второй модели

$$\frac{\rho(r, \theta)}{\rho_0} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right) \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \left[\left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right) - \gamma^{-1} \right] \times \\ \times \left(\frac{r}{r_e}\right)^{-2} (\cos\theta)^{\beta_2} \left[1 - m_{z_2} \left(1 - \frac{2+\beta_*}{2+\beta_2} \left(\cos\frac{\theta}{2}\right)^{\beta_*}/(\cos\theta)^{\beta_2}\right) \right], \quad (6)$$

где

$$\beta_2 = 1.249e^{0.418M_e}, \quad m_{z_2} = \frac{1}{\zeta} \left(1 - \frac{C_F}{C_{F\max}}\right),$$

$$\frac{C_F}{C_{F\max}} = \frac{1+\cos\theta_e}{2} \left(\frac{k}{k+2\gamma}\right)^{0.5} + \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \frac{A_e}{A_*} C_{F\max}^{-1};$$

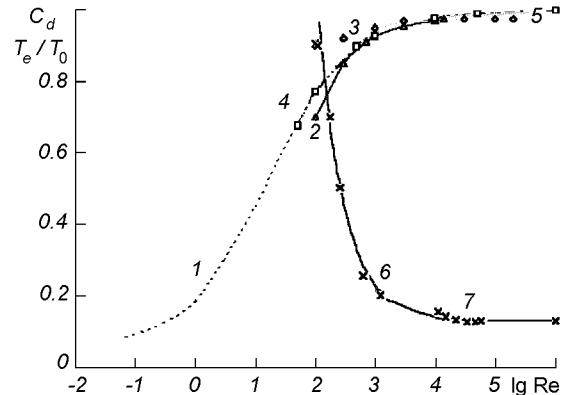


Рис. 1. Зависимости C_d и T_e/T_0 от числа Рейнольдса: 1 — усредненные данные эксперимента [8]; 2 — данные [12]; 3 — расчетные значения [11]; 4 — аппроксимация (2) при $r_c/r_* = 1.5$; 5 — аппроксимация (3) по данным [6]; 6 — данные [12] для конического сопла $\theta_e = 15^\circ$ со степенью расширения $A_e/A_* = 100$ (гидразин при температуре торможения $T_0 = 1100$ К, $\gamma = 1.37$)

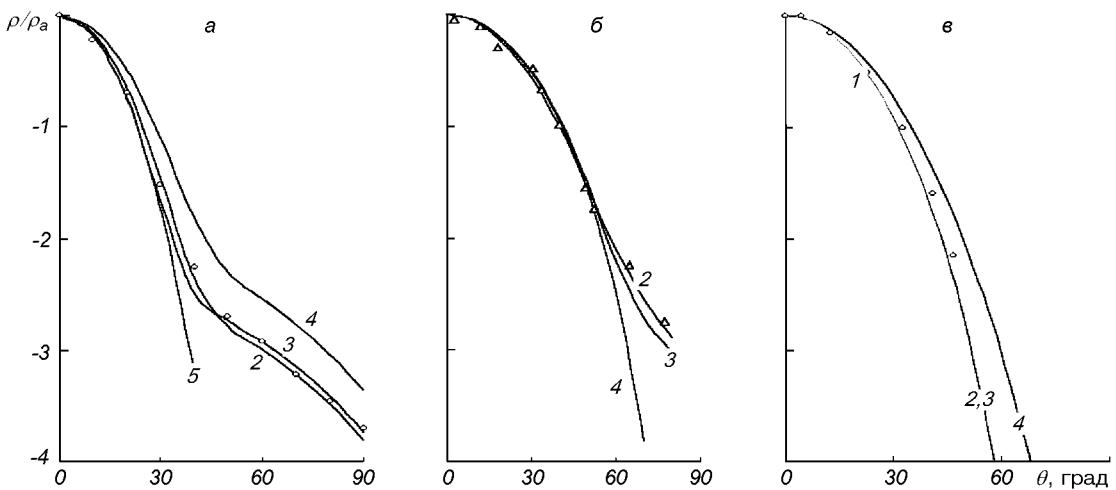


Рис. 2. Угловые распределения плотности ρ/ρ_a при истечении сверхзвуковой струи газа из реального сопла в вакуум

$$\zeta = 63.1 \sqrt{\gamma(\gamma - 1)/M_e} - 13.7.$$

Корректность моделей (1) и (6) иллюстрируют данные рис. 2, где представлены угловые распределения плотности $\rho(r, \theta)/\rho(r, 0) = \rho/\rho_a$ при истечении сверхзвуковой струи газа из реального сопла в вакуум. На рис. 2, а показаны распределения плотности в сечении струи $r/r_e = 70$ для $M_e = 6.9$; $\theta_e = 15^\circ$ и $\gamma = 1.4$. Кривая 1 (точки) соответствует численному решению задачи методом характеристик из [9]; 2 — значения, вычисленные по соотношению (1) при $C_d = 0.989$ и $C_v = 0.981$. Значения C_d и C_v определены для условий истечения гидразина из конического сопла $\theta_e = 15^\circ$; $A_e/A_* = 100$ при $T_0 = 1100$ К и $Re_* = 5.9 \cdot 10^4$ в работах [6, 15]. Кривая 3 — модель (6), 4 — данные работы [9], 5 — распределения, соответствующие идеальному истечению — аппроксимация (6) при $m_z = 0$.

Угловые распределения нормированной плотности в сверхзвуковой струе, истекающей в вакуум при $M_e = 4.5$; $\theta_e = 15^\circ$, $\gamma = 1.4$ и $r/r_e > 10$ показаны на рис. 2, б. Точки 1 характеризуют экспериментальные данные [1], кривая 2 — модель (1), 3 — аппроксимация (6), 4 — невязкое приближение (6) (невязкое истечение при $m_z = 0$).

Сравнение численных данных для невязкого истечения — решения задачи методом характеристик [2] при $M_e = 5.0$; $\gamma = 1.4$; $\theta = 15^\circ$; $r/r_e = 78$ (рис. 2, в) с результатами расчетов с помощью аппроксимации (1) и (6) подтверждает корректность предложенных моделей для угловых распределений плотности газа и в случае идеального истечения. Кривая 1 (точки) рис. 2, в — метод характеристик [2], 2 — модель (6) при $m_z = 0$, 3 — модель невязкого истечения [13]:

$$\frac{\rho(r, \theta)}{\rho_0} = 0.5k \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{r}{r_e}\right)^{-2} (\cos\theta)^k, \quad (7)$$

4 — модель [9] при $m_z = 0$.

Расчетные значения распределений плотности для предложенных моделей (1), (6) точнее соответствуют результатам численного (метод характеристик) и физического экспериментов, чем модель [9]. Это иллюстрируют не только данные рис. 2 для угловых, но и рис. 3 — для осевых распределений. На рис. 3, а кривая 1 (точки) представляет результаты численного решения задачи методом характеристик для вязкого истечения при $M_e = 6.9$; $\theta = 15^\circ$; $\gamma = 1.4$; 2 — формула (1); 3 — аппроксимация (6), 4 — модель [9] при $m_z = 0.07$. Аналогичные данные для случая невязкого истечения при $M_e = 5.0$; $\gamma = 1.4$; $\theta = 15^\circ$; $r/r_e = 78$ иллюстрируют кривые рис. 3, б. Кривая 1 — решение задачи методом характеристик из [2], 2 — модель (6) при $m_z = 0$; 3 — аппроксимация (7). Нетрудно заметить (кривые 5 рис. 2, а и 4 рис. 2, б), что эффекты вязкости при сверхзвуковом истечении газа в вакуум проявляются в периферийной части струи для $\theta > 40^\circ$ при $\rho/\rho_a < 10^{-2}$. В приосевой зоне ($\theta \leq 40^\circ$) решения для вязкого и невязкого случаев истечения практически совпадают. Последнее обстоятельство позволяет для осевого распределения чисел Маха использовать соотношение:

$$\frac{M(X)}{M_e} = \sqrt{\frac{2\gamma}{k}} \left(\left\{ \frac{\gamma+1}{2\gamma} \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \left[\gamma \left(1 + \frac{k}{2\gamma}\right) - 1 \right] \left(\frac{X}{r_e}\right)^{-2} \right\}^{1-\gamma} - 1 \right)^{0.5} \quad (8)$$

Расчетные значения $M(x)/M_e$ по формуле (8) для $M_e = 5.0$; $\gamma = 1.4$ соответствуют численному реше-

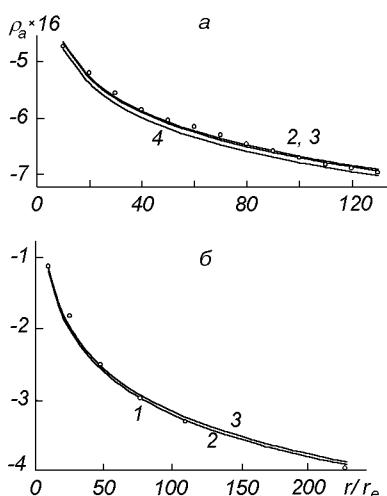


Рис. 3. Распределение плотности на оси сверхзвуковой струи, истекающей в вакуум

нию методом характеристик [2] не хуже, чем продольные распределения плотности ρ_a — кривые 1, 2 на рис. 3, б ($r = X$ при $\theta = 0^\circ$).

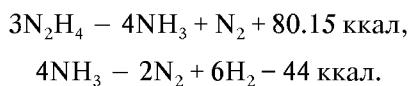
При истечении газа в вакуум режим течения в струе изменяется от сплошного до свободномолекулярного. Граница сплошности течения в приосевой зоне с учетом изложенного может быть определена по формуле [3]:

$$\left(\frac{R}{r_e}\right)^{1+N} = \frac{2r_e}{l_0} \left(\frac{\gamma - 1}{\pi\gamma}\right)^{0.5} \left(0.5k \frac{\rho_e}{\rho_0} (\cos\theta)^k\right)^{1+N/2}, \quad (9)$$

где l_0 , ρ_0 — длина свободного пробега и плотность газа перед соплом; $N = \nu(\gamma - 1)$; $\nu = 2(1 - \omega)$; ω — показатель степени в формуле зависимости вязкости от температуры.

С учетом соотношения (9) представленные приближенные модели позволяют прогнозировать поле течения, пространственное распределение плотности газа и чисел Маха в дальнем поле сверхзвуковой струи при вязком и невязком истечении из реального сопла в вакуум с точностью, соответствующей численному решению задачи методом характеристик.

Химический состав продуктов выхлопа ЭРД, работающих на гидразине или аммиаке, определяют основные химические реакции [16]



При температуре $T_0 = 1600$ К основными продуктами выхлопа являются азот и водород. Это подтверждают результаты экспериментальных исследований, проведенных в ИТМ — масс-спектрограммы и зависимость химического состава струи NH_3

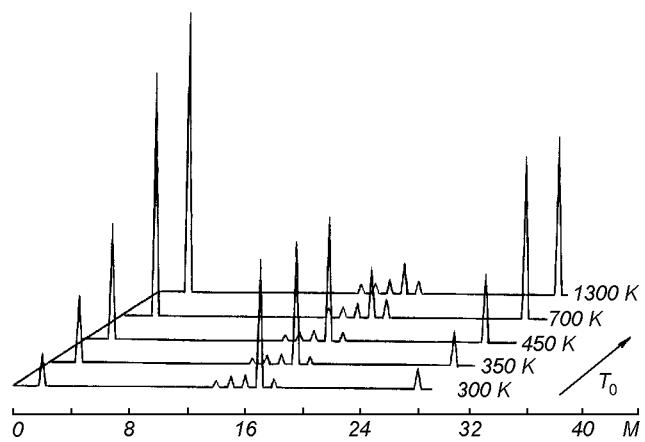


Рис. 4. Масс-спектрограммы и зависимость химического состава струи NH_3 от температуры

при истечении в вакуум от температуры T_0 перед соплом микродвигателя (рис. 4).

Кроме аммиачных или гидразиновых в системе коррекции орбиты и управления КА используются стационарные плазменные двигатели (СПД) на Хе.

Пространственное распределение плотности ионного тока в плазменной струе СПД приближенно может быть представлено в виде

$$J_i = J_{0i} f(r) \approx e N_0 U_\infty f(r, \theta), \quad (10)$$

где N_0 — концентрация заряженных частиц на срезе двигателя, U_∞ — скорость истечения, e — заряд иона,

$$\begin{aligned} f(r, \theta) = &\frac{1}{2r^2} \times \\ &\times \left\{ (\cos\theta)^{12} + 0.91 \left[1 - \left(\sin \frac{\theta}{2} \right)^{0.09} \right] \left[\sin \left(\theta + \frac{\pi}{6} \right) \right]^3 \right\} \times \\ &\times [(1.1 - 0.1r) + 2 \cdot 10^{-3} r^2 (r - 9)] \cdot 10^{-[2+0.09(\sin\theta)]^{0.8}}. \end{aligned} \quad (11)$$

Функция (10), аппроксимирующая экспериментальные данные [4] при $N_0 \approx 3 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$, напряжении разряда 200—300 В, температуре электронов $T_e \approx 2.3$ эВ и скорости истечения ионов ксенона $U_\infty \approx 17$ км/с, применима, по-видимому, и для других режимов работы СПД.

Точность аппроксимации распределения плотности ионного тока в плазменной струе СПД иллюстрируют данные рис. 5: расчетные — функция $f(r)$, экспериментальные — значения j_i/j_{0i} [4]. Кривые 2, 4 — расчетные; 1, 3 — экспериментальные значения. Рис. 5, а и б — угловые и осевые распределения соответственно. Погрешность аппроксимации не превосходит 3 %.

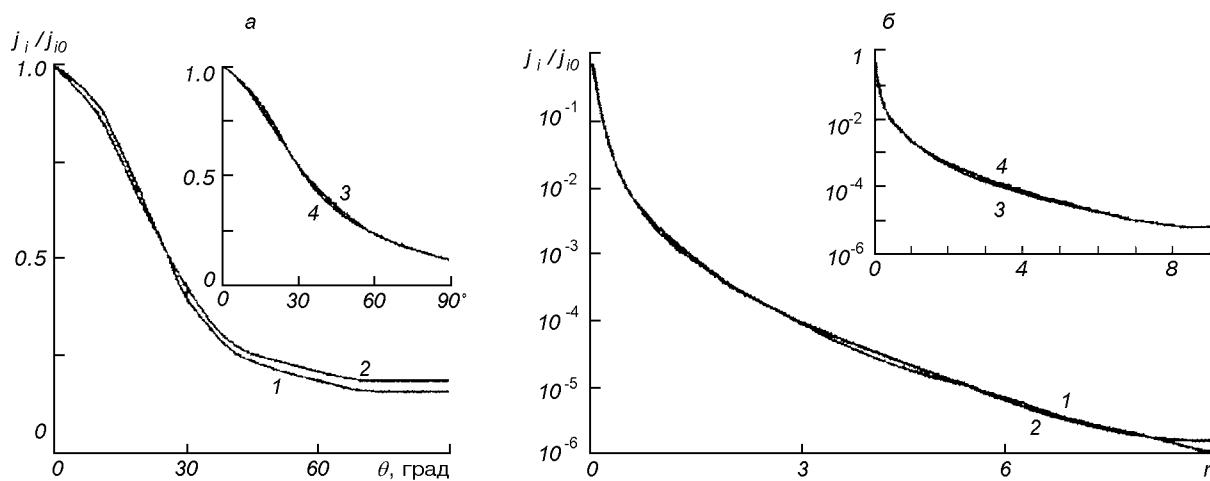


Рис. 5. Распределения нормированной плотности ионного тока. а: 1, 2 — $j_i/j_{i0} = 2 \cdot 10^{-3}$, 3, 4 — $j_i/j_{i0} = 1 \cdot 10^{-3}$; 1, 3 — эксперимент [4]; 2, 4 — расчет; б: 1, 2 — $\theta = 0^\circ$; 3, 4 — $\theta = 20^\circ$; 1, 3 — эксперимент [4]; 2, 4 — расчет

Приведенные модели позволяют с точностью, адекватной реальной физической ситуации, определять структуру, пространственное распределение плазмогазодинамических параметров, потоки на внешние поверхности, динамическое (силовое и тепловое) воздействие струй, продуктов выхлопа ЭРД на и элементы конструкций и системы КА.

1. Сверхзвуковые неизобарические струи газа / В. С. Авдуевский, Э. А. Ашратов и др. — М.: Машиностроение, 1985.—248 с.
2. Сверхзвуковые струи идеального газа / Г. И. Аверенкова, Э. А. Ашратов, Т. Г. Волоконская и др.: В 2-х ч. — М.: Изд-во МГУ, 1970—1971.—714 с.
3. Антохин В. М., Балашов Ю. П., Герасим Ю. И. и др. Исследование на модели обтекания космического корабля «Аполлон» // МЖГ.—1977.—№ 3.—С. 124—133.
4. Асхабов С. Н., Бургасов М. П., Веселовзоров А. Н. и др. Исследование струи стационарного плазменного ускорителя с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) // Физика плазмы.—1981.—7, № 1.—С. 225—230.
5. Куликва Н. М., Хосэк Г. А. Коэффициент расхода сверхзвукового сопла при малых числах Рейнольдса // Ракетная техника и космонавтика.—1971.—9, № 9.—С. 267—270.
6. Кушида Р., Хэрмел Дж., Апфель С., Зидович М. Характеристики сопла с высокой степенью расширения для ракетного двигателя малой тяги // Аэрокосмическая техника.—1988.—№ 2.—С. 42—48.
7. Лукьянин Г. А. Сверхзвуковые струи плазмы. — Л.: Машиностроение, 1985.—264 с.
8. Массье П. Ф., Бэк И. Ш., Ноэльм Б., Сахели Ф. Влияние вязкости на коэффициент расхода сверхзвукового сопла // Ракетная техника и космонавтика.—1970.—8, № 3.—С. 268—270.
9. Мейер Э., Хэрмел Дж., Роджерс А. В. Потеря тяги за счет

взаимодействия выхлопной струи с элементами конструкций орбитального летательного аппарата // Аэрокосмическая техника.—1987.—№ 8.—С. 118—126.

10. Миллиган М. У. Характеристики сопла при режиме течения переходном от сплошной среды к свободномолекулярной // Ракетная техника и космонавтика.—1964.—2, № 6.—С. 146—152.
11. Рей В. Некоторые результаты численных расчетов вязких течений разреженного газа в соплах в приближении узкого канала // Ракетная техника и космонавтика.—1971.—№ 5.—С. 52—62.
12. Розе Д. Исследование вязких потоков в сверхзвуковых соплах с помощью электронного пучка // Ракетная техника и космонавтика.—1971.—№ 5.—С. 43—51.
13. Робертс Л., Саут Дж. Замечания по поводу расчета поля выхлопной струи и соударения с поверхностью // Ракетная техника и космонавтика.—1964.—2, № 2.—С. 238—240.
14. Стасенко А. Л. Критерии для определения сплошного течения в свободно расширяющейся струе // Инженерно-физический журнал.—1969.—16, № 1.—С. 9—14.
15. Эмmons Х. Основы газовой динамики. — М.: Изд-во иностр. лит-ры, 1964.—702 с.
16. Dettleff G., Doetcher R.-D., Dankert C., et al. Attitude control thruster plume flow modelling and experiments // J. Spacecraft and Rockets.—1986.—23, N 5.—P. 477—481.

APPROXIMATE MODELS OF PLUME FLOWS FROM ELECTRIC PROPULSION ENGINES OF SPACECRAFT

V. A. Shuvalov, O. A. Levkovich, and G. S. Kochubey

Approximate models of plume flows from thrusters are formulated. The model, distributions of gasdynamic parameters are adequate to numerical simulations by the method of characteristics and the results of physical experiments.

УДК 532.516

Експериментальне дослідження стійкості течії
у дискових гідромашинах
космічних енергоустановок

В. І. Місюра, В. Ф. Прісняков

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 20.04.98

У роботі досліджується режим переходу від ламінарної течії до турбулентної у зазорі між двома плоскими дисками, які обертаються навколо осі з однаковою швидкістю. Цей зазор є робочим елементом дискових гідромашин (насосів, компресорів, вентиляторів, турбін), які застосовуються в космічних енергетичних установках, а також в народному господарстві. За допомогою оптичних методів вперше визначені типи нестійкостей, які виникають у потоці. Одержано експериментальні залежності для визначення початку ламінарно-турбулентного переходу та його закінчення.

У системах життезабезпечення і терморегулювання космічних станцій та у бортових енергетичних установках космічних літальних апаратів використовуються гіdraulічні машини, до яких головними вимогами є тривала працездатність та надійність.

Головними агрегатами конструкції, від яких залежить виконання цих вимог, є обертові вузли: насос, турбіна, компресор, вентилятор. Це вони є джерелами вібрації, а вібрація у машинобудуванні в 70 % випадків веде до руйнування і поломки машин. Крім того, у космічних енергосистемах насоси працюють на рідинах, близьких до стану насищення, турбіни — на вологій парі. Тому перед інженерами стало завдання підібрати тип гідромашин, який задовольняє ці вимоги. Перспективними є дискові гідромашини тертя, запатентовані у 1913 р. [14]. Схему такої гідромашини приведено на рис. 1. При підведенні і відвведенні рідини у напрямку А гідромашина працює як нагнітач, при підведенні і відвведенні у напрямку В — як турбіна.

Перші дослідження [6, 8, 11] показали ряд позитивних якостей, які властиві дисковим гідромашинам: стійкість і безшумність роботи, добре всмоктувачі властивості і незмінність характеристик при малих габаритах [3]. Підкresлюється також, що

найбільший практичний інтерес мають дискові гідромашини не з турбулентною, а з ламінарною течією рідини у зазорах між дисками. Це пояснюється тим, що у технічних пристроях, які забезпечують передачу енергії за допомогою дотичних сил, умовою ефективної передачі енергії є мала відносна швидкість між ведучою і веденою поверхнями. Тобто, умовою одержання високого ККД у дискових гідромашинах є вимога ламінарної течії в робочих зазорах [5]. Тому під час проектування таких машин потрібно знати, при якому співвідношенні геометричних та гідродинамічних параметрів між дисками реалізується ламінарний режим течії.

Більшість досліджень з визначення межі переходу від ламінарної течії до турбулентної в обертових системах присвячені вивченю течії рідини на вільній поверхні диска [1] або в міждисковому зазорі, коли один диск обертається, а другий — нерухомий [7]. Лише у роботі [12] за допомогою термоанемометра визначалась межа переходу від ламінарної течії до турбулентної у повітряному потоці від центра до периферії між двома обертовими дисками. Але в роботі детально не досліджувалась фізична картина процесів і рекомендується критичне число Рейнольда брати у межах

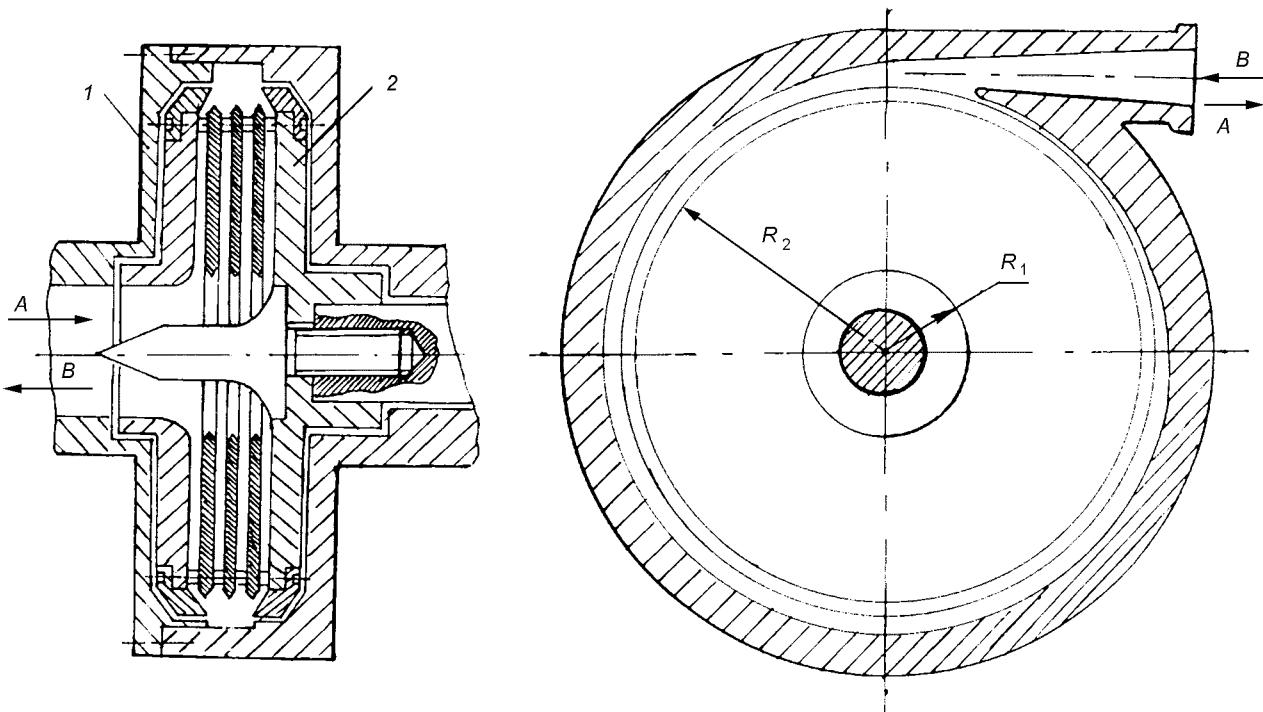


Рис. 1. Схема дискової гідромашини тертя: 1 — корпус; 2 — робоче колесо

$$Re_k = Rb\omega\nu^{-1} = 1200 \dots 2300,$$

де R — поточний радіус дисків, b — ширина зазору, ω — частота обертання дисків, ν — в'язкість. У роботі [10] висловлюється думка, що при течії у міждисковому зазорі зміна режимів відбувається при появі прогину на профілі радіальної складової швидкості W_r . У дослідженні [13] цей факт заперечується.

Крім того, у названих роботах вивчалась течія у міждисковому зазорі на режимах моделювання, тобто при параметрах, далеких від реальних, які мають місце в дискових насосах і турбінах; а також при відсутності спірального відводу (насос) або підводу (турбіна).

У зв'язку з цим виникла необхідність глибшого вивчення умов стійкості потоку у зазорі між двома обертовими дисками. При цьому важливо було не збурювати потік внесенням датчиків, що можливо лише при використанні оптичних засобів дослідження. Нами досліджувалась дводискова модель гідромашини, де один з дисків та кришка були прозорими (рис. 2). Рисунок відповідає відцентровій течії, тобто, спіральна камера 12 тут служить відводом — після витікання з неї у спеціальну ванну рідина додатковим насосом повертається на вхід. При доцентровій течії через спіральну камеру рідина підводиться у міждисковий зазор. Вихідчи

з того, що структура потоку між дисками визначається параметром течії

$$\lambda = 0.5b\omega^{0.5}\nu^{-0.5}$$

та числом Рейнольдса Re , під час експериментів ми змінювали ширину зазору у межах $b = (0.5 \dots 5) \cdot 10^{-3}$ м, в'язкість водогліцеринової суміші — $\nu = (0.1 \dots 10.8) \cdot 10^{-4}$ м²/с, частоту обертання $\omega = 50 \dots 1000$ л/с. Це забезпечувало змінювання параметра течії у діапазоні $\lambda = 0.5 \dots 5$ та числа Рейнольдса $Re = 300 \dots 10^4$. окрім цього, при виконанні експериментів змінними були відносний радіус

$$R = R_2/R_1 = 2 \dots 8$$

та коефіцієнт витрат

$$\varphi = W_r/\omega R = 0 \dots 0.1.$$

Дослідження стійкості міждискового потоку для надійності проводилося паралельно трьома шляхами.

По-перше, спостерігався і фотографувався міждисковий потік, який уявляв суміш води і алюмінієвих частинок. Підсвічування виконувалось як сталим джерелом світла 3 так і стробоскопічною лампою 4.

По-друге, в потік за допомогою спеціальної державки через тонку медичну голку забарвлювача 6

вводилася струмінка барвника. Слід, що утворювався, а також зміни його форми фіксувались за допомогою фотоапарата 5.

По-третє, потік чистої рідини між дисками спостерігався і фотографувався через виготовлений нами оптичний анемометр 7, що працює за принципом ультрамікрокопічного методу. У цьому методі використовується явище Тіндаля. Затемнений потік рідини освітлюється збоку так, що промені не потрапляють в око спостерігача, а розсіяне на мікроскопічних частинках світло спостерігається через мікроскоп. Для освітлення потоку ми використовували спосіб лазерного ножа: розтягнутий на циліндричній призмі 9 промінь оптичного квантового генератора ЛГ-36 підсвічував через прозору пробку 11 простір між дисками паралельно їх площині. При необхідності стробоскопічної підсвітки лазерний промінь направляли спочатку на дзеркальце, закріплене на валу, а потім через систему двох дзеркал — у міждисковий зазор [5]. Цей освітлений тонкий меридіональний шар рідини спостерігався через оптичний анемометр (мікроскоп «Мир-1М»), осі окуляра та об'єктива якого були перпендикулярними, а між ними — обертона дзеркальна призма. Зоріентувавши певним способом прилад та надавши оберти призмі, можна визначити локальну швидкість потоку [4].

Для реєстрації коливань у потоці на виході з міждискового зазору розміщувався однонитяний термоанемометр 8 постійної температури (діаметр нитки $8 \cdot 10^{-6}$ м, довжина $3 \cdot 10^{-3}$ м), сигнал якого подавався на аналізатор спектру частот СК 4-72.

При вивченні течії від периферії до центра розташування датчика термоанемометра і голки візуалізатора міняли місцями.

Оскільки параметр $\omega = \omega_f / \omega$, де ω_f — частота обертання рідини у зазорі, у випадку дискових гідромашин набагато більший нуля, але менший одиниці, то у зазорі на дисках реалізується течія Екмана. Подібність течії у шарі Екмана і на дисках у зазорі полягає також у тому, що обидві течії — це течії в пограничному шарі, де важливу роль відіграють відцентрові сили. Згідно з роботою [1] при такій течії в обертовій рідині можна чекати виникнення нестійкостей двох типів — A і B. Тип A є результатом складної взаємодії сил Коріоліса та сил в'язкості. Тип B обумовлений появою перегину на епюрі швидкості потоку. Наявність радіальних витрат рідини також накладає особливості на умови виникнення нестійкості течії.

З цього випливає, що при малих значеннях коефіцієнта витрат φ у зазорі головним може бути конвективне перенесення збурень за рахунок колової швидкості з зони великих значень Re до зони з меншими значеннями. При великих значеннях φ головним у збудженні турбулентності може виявиться висока радіальна швидкість рідини W_r .

Оскільки дискові гідромашини найбільш ефективні при $\varphi = 0.01 \dots 0.04$ [5], то у зазорі між двома обертовими дисками при течії рідини від центра до периферії повинна домінувати конвективна модель нестійкості, але з урахуванням впливу деформації радіальної швидкості.

У наших дослідженнях течії від центра доperi-

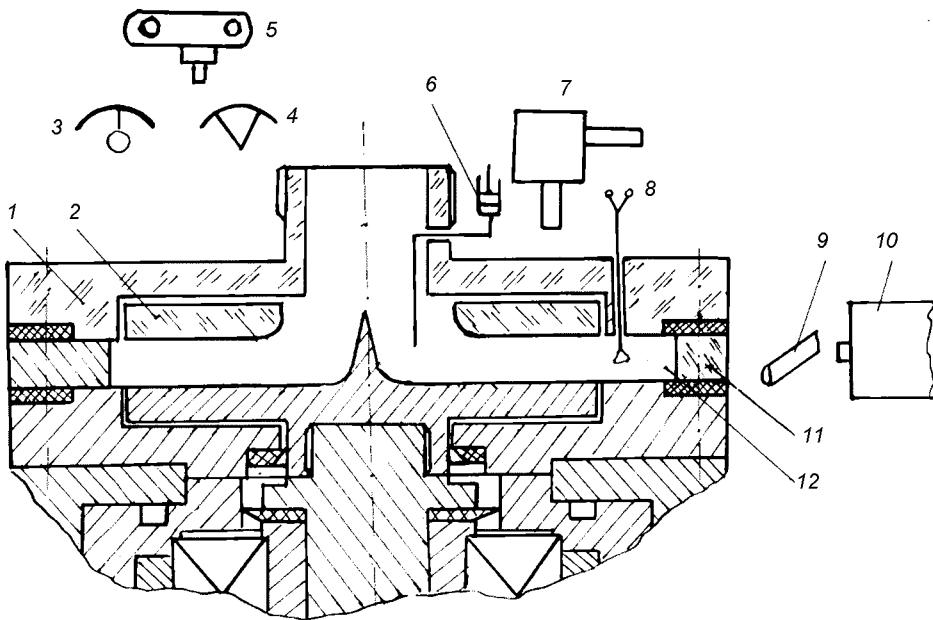


Рис. 2. Схема замірів: 1 — прозора кришка, 2 — прозорий диск, 3 — лампа сталого освітлення, 4 — стробоскопічна лампа, 5 — фотоапарат, 6 — забарвлювач, 7 — оптичний анемометр, 8 — термоанемометр, 9 — циліндрична оптична призма, 10 — оптичний квантовий генератор ЛГ-36, 11 — прозора пробка, 12 — спіральна камера

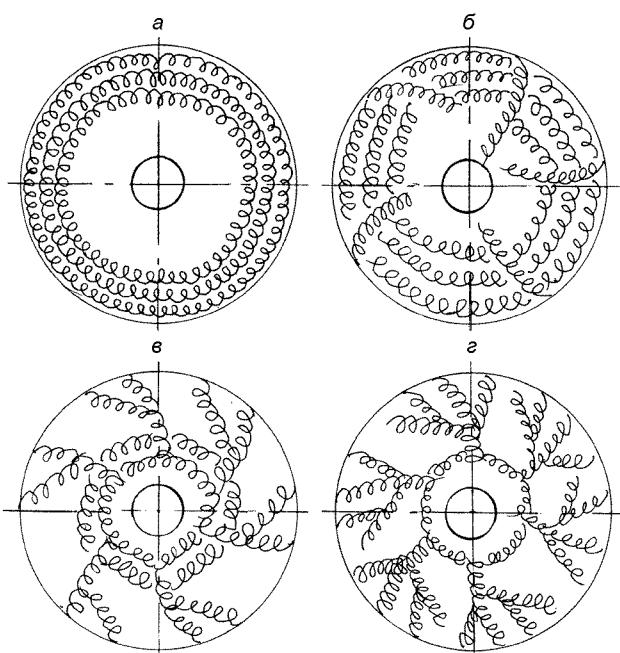


Рис. 3. Вихори нестійкості течії при значенні $\lambda = 1.4$: а — $Re = 1250$; б — $Re = 1400$; в — $Re = 1600$; г — $Re > 1600$

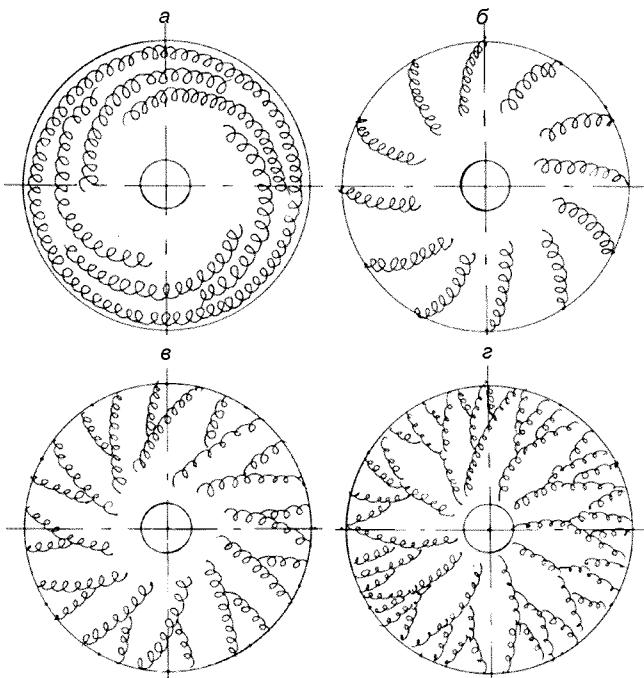


Рис. 4. Розвиток нестійкості течії при значенні $\lambda = 2.5$: а — $Re_1 = 1300$; б — $Re_1 = 1420$; в — $Re_1 = 1540$; г — $Re_1 > 1600$

ферії при незмінному значенні $\lambda = 1.4$ і підвищені частоти обертання у потоці, візуалізованому алюмінієвими частинками, на периферії міждискового зазору, починаючи з деякого радіуса R , виникали практично концентричні стаціонарні вихори (рис. 3, а). По аналогії з течією на відкритому диску назовемо їх вихорами нестійкості типу А. При цьому кількість утворених вихорів залежала від λ , ω і R , але не перевищувала п'яти. Вихори спостерігались постійно, і неможливо було змінити їх число шляхом збурення течії зовнішнім джерелом. Навіть при великому збуренні стаціонарна картина течії самовідновлювалась. Збурення потоку здійснювалось за допомогою гіdraulічного пульсатора, який ставився на вхідній магістралі.

Нами вперше виявлено, що подальша картина течії при збільшенні ω залежала від параметра течії λ . При $\lambda < 1.5$ підвищення частоти обертання приводило до виникнення одиночних спіральних вихорів A_1 , які перетинали під кутом близько 15° систему вихорів A та прокручувались у бік обертання з частотою $\omega_{A_1} < \omega$ (рис. 3, б). При цьому шлейф введеного барвника, який мав спіралеподібну форму, у зоні утворення вихрової області ставав звивистим. Тому цей радіус R будемо вважати радіусом початку ламінарно-турбулентного переходу, і йому відповідає критичне число Рейнольдса Re_1 . У цьому випадку термоанемометр на

виході зазору фіксував коливання у вузькому спектрі частот 2...3 кГц. Поступово число вихорів A_1 збільшувалось, поблизу периферії дисків вони починали розширюватись, створюючи «хвости» — відбувалась інтерференція вихорів A і A_1 (рис. 3, в). Нарешті, хвости змикалися, створюючи поблизу периферії дисків суцільний турбулізований потік (рис. 3, г). Датчик термоанемометра показував безладні коливання швидкості потоку на виході у широкому діапазоні частот: від 0.5 до 15 кГц. По мірі збільшення ω максимум спектра частот зміщувався в область більш високих значень. При цьому турбулентна зона поступово переміщувалась до центра дисків. Момент, коли весь міждисковий зазор заповнюється безладними вихорами, будемо вважати кінцем турбулізації — йому відповідає число Re_2 .

При збільшенні коефіцієнта витрат до $\varphi = 0.08$ шлейф барвника був деформований також і на вхідному радіусі дисків, а далі потік ламінаризувався на дільниці аж до вихрової зони внаслідок обертання. Про дію обертання на затухання турбулентності повідомляється також у роботі [2], де це явище пояснюється деформацією (дробленням і стисненням) турбулентних струменів.

Іншу картину течії ми спостерігали при $\lambda > 2$. У цьому випадку також у зазорі спочатку утворювались на короткий час близькі до концентричних

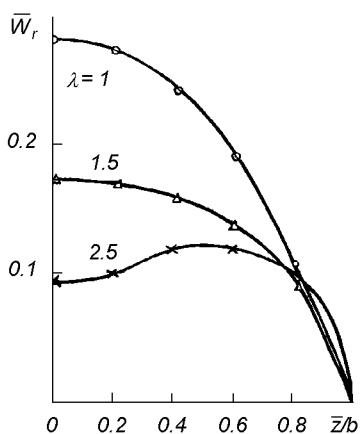


Рис. 5. Профіль радіальної швидкості при різних значеннях параметра течії

стационарні вихори типу A (рис. 4, а), подібні до тих, що спостерігав Кьюлер [12]. Але вони швидко перероджувались у систему спіральних вихорів з кутом 17°...19° між дотичною до спіралі і дотичною до кола (рис. 4, б). На епюру радіальної швидкості

$$W_r = W_r / (\omega r)^{0.5},$$

визначененої за допомогою оптичного анемометра, видно, що при $\lambda = 2$ утворюється помітний перегин (рис. 5). Тобто, при такому поєднанні параметрів у міждисковому зазорі починає діяти механізм нестійкості типу B. Такі вихори також фіксували у своїх дослідах Грекорі та інші дослідники при течії рідини на окремому диску [9] і між нерухомим і обертовим дисками [7]. Кількість n утворених вихорів B у наших експериментах змінювалась у межах 20...35 і описувалась співвідношенням

$$n = 0.6 \text{Re}^{0.5}.$$

З підвищеннем ω вихори B заповнювали все більшу частину міждискового зазору, а поблизу зовнішнього діаметра перетворювались у «хвости» (рис. 4, в) (як і в попередньому випадку), що зникали, створюючи турбулентну зону на виході (рис. 4, г), яка поступово охоплювала весь міждисковий зазор.

При виконанні експериментів локальну турбулізацію у міждисковому зазорі ми оцінювали також, спостерігаючи за потоком через оптичний анемометр. При ламінарній течії мікрочастинки рідини у полі зору мікроскопа описували яскраві траекторії. У турбулентному потоці вони спостерігалися як безладні мерехтливі зірочки. Такий ефект пояснюється дуже малою глибиною зображення приладу, меншою за розмір поперечних турбулентних пульсацій у потоці. Використання такого способу визначення стійкості потоку цінне

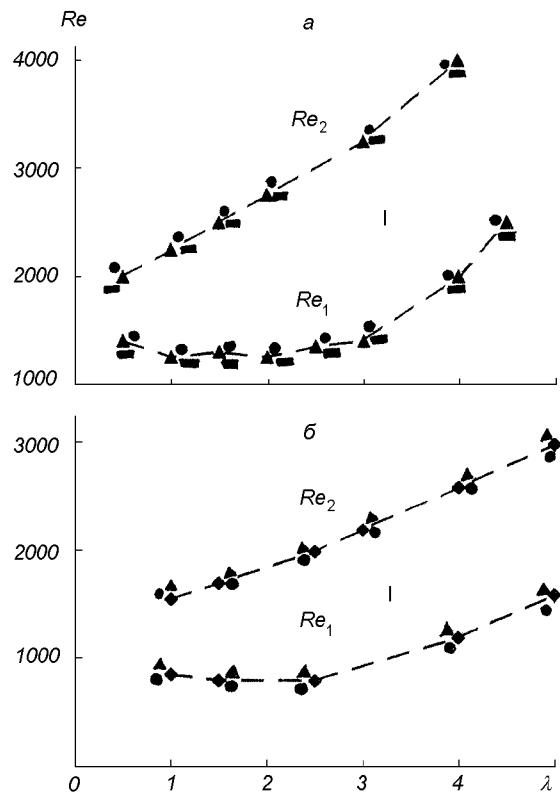


Рис. 6. Зона переходу від ламінарного режиму до турбулентного: а — при відцентровій течії, б — при доцентровій течії: трикутники, точки, квадратики — для $\varphi = 0.01, 0.02$ і 0.03 відповідно

тим, що дозволяє спостерігати переход до турбулентності у будь-якому пласкому перерізі міждискового зазору, при його яскравому освітленні. Такі досліди до цього ніким не проводились. Було виявлено, що турбулізація потоку починається з центральних шарів рідини і закінчується турбулізацією шарів, які прилягають до поверхні дисків.

Порівняння результатів з ламінарно-турбулентного переходу при течії від центра до периферії зазору, одержаних за допомогою оптичного анемометра, шлейфа барвника і візуалізації частинками, показало їх тотожність. Тому при вивчені стійкості течії від периферії до центра ми користувалися головним чином вимірами оптичного анемометра.

Особливою рисою переходу від ламінарного режиму до турбулентного при течії рідини від периферії до центра (випадок дискової турбіни) була більш чітка межа початку переходу, яка знаходилась у вузькому діапазоні частот обертання ω . У випадку течії від центра до периферії дисків первинна нестационарність розвивається поступово в широкому інтервалі зміни ω — в цей період у полі

Значення коефіцієнтів виразу (1)

Коефіцієнт	Re_1	Re_2
		Від центра
a	125	116.7
b	-375	0
c	1500	2133.2
		До центра
a	-4.17	116.7
b	387.5	-450
c	1116.7	1133.3

зору оптичного анемометра чергувались «зірочки» і лінійні сліди від частинок.

Таким чином, при експериментальному дослідженні течії у робочому зазорі дискової гідромашини вперше виявлені нестійкості двох типів — A і B . На основі одержаних даних побудовані області переходу від ламінарного режиму до турбулентного при течії рідини від центра до периферії (рис. 6, а) і від периферії до центру (рис. 6, б). На цих рисунках нижня лінія відповідає початку ламінарно-турбулентного переходу, а верхня — завершенню турбулізації потоку у міждисковому зазорі. Ці лінії апроксимуються параболічними залежностями вигляду

$$Re = a\lambda^2 + b\lambda + c. \quad (1)$$

Значення постійних величин a , b і c приведено в таблиці.

Бачимо, що діапазон змінювання критичного числа Re дуже широкий. У найбільш цікавих з точки зору ефективності роботи дискової гідромашини діапазонах $\lambda = 1\dots 2$ і $\varphi = 0.01\dots 0.04$ критичне число Re , яке відповідає початку турбулізації для течії від центра до периферії, дорівнює $1000\dots 1500$, тобто межа початку переходу дещо «розмита». Закінчується ламінарно-турбулентний перехід у цьому випадку при $Re_2 = 2250\dots 2600$.

При течії від периферії до центра зона нестійкості починається при $Re_2 = 800\dots 850$, межа більш чітка і закінчується перехід швидше — при $Re_2 = 1700\dots 1800$. Це пояснюється тим, що зони турбулентності мають здатність розповсюджуватись від зовнішнього діаметра дисків до внутрішнього, а наявність доцентрової течії допомагає більш швидкому переміщенню турбулентних пульсацій. У випадку, коли потік рідини направлений до периферії, радіальна течія перешкоджає перенесенню пульсацій до центра. Слід також підкреслити, що при $\lambda \leq 2$ перехідна зона I від ламінарної течії до турбулентної має тенденцію до скорочення і при $\lambda < 0.5$ спостерігається практично миттєвий ламінарно-турбулентний перехід.

Одержані експериментальні залежності дозволяють установити межу переходу від ламінарного режиму до турбулентного при течії в робочих зазорах дискових гідромашин і врахувати особливості цих режимів при розрахунках вентиляторів, компресорів і турбін на етапі проектування космічних енергетичних установок.

- Гринспен Х. Теория вращающихся жидкостей. — Л.: Гидрометеоиздат, 1975.—304 с.
- Лунева Н. В. Влияние вращения на затухание турбулентности // Нелинейные задачи теории устойчивости: Материалы 7-й шк. семинара, Ин-т механики. — М., 1992.—38 с.
- Мисюра В. И. О применении дисковых гидромашин трения в народном хозяйстве // Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем: Сб. науч. тр. — Днепропетровск, ДГУ, 1997.—С. 208—215.
- Мисюра В. И. Экспериментальное исследование течения несжимаемой жидкости между двумя вращающимися дисками // Изв. вузов. Энергетика.—1977.—№ 5.—С. 103—107.
- Мисюра В. И., Овсянников Б. В., Присняков В. Ф. Дисковые насосы. — М.: Машиностроение, 1986.—112 с.
- Райс В. Теоретическое и экспериментальное исследование многодисковых насосов и компрессоров // Энергетика.—1963.—№ 3.—С. 35—46.
- Саньков П. И., Смирнов Е. Н. О влиянии радиального расхода на переход к турбулентному режиму течения в зазоре между вращающимися и неподвижными дисками // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа.—1986.—№ 5.—С. 175—179.
- Шенберг С. П. Гидромеханика вязкой жидкости и гидравлические фрикционные машины. — К., 1915.—170 с.
- Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. — М.: Наука, 1974.—711 с.
- Bojd K. E., Rice W. Laminar inward flow of an incompressible fluid between rotating disks with full peripheral admission // Trans. ASME.—1968.—90.—P. 229—237.
- Gaede W. Die äußere Reibung der Gaese und liniens Prinzip für Luftpumpen. Die Molekularluftpumpe // Physikalische Zeitschrift.—1912.—N 18(380).—S. 41—49.
- Kohler M. Die Stromung durch das Spaltelement einer Reibungspumpe // Stromungsmech. und Stromungsmasch.—1971.—N 9.—P. 24—45.
- Pater L. L., Growther E., Rice W. Flow regime definition for flow between co-rotating disks // ASME Pap.—1973.—N 1.—WA/FE-9.—P. 29—34.
- Pat. 1061206 USA. Turbine / N. Tesla.—Publ. 1913.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF FLOW STABILITY IN DISK HYDRAULIC MACHINES OF SPACE POWER UNIT

V. L. Misura and V. F. Prisnyakov

Laminar-turbulent transition regime in a slot between flat disks rotating around the axis at the same velocity is investigated. The slot is a working element of disk pumps, compressors, turbines, and fans recommended for space power units. Instabilities of various types which appear in the flow as well as the velocity distribution in the slot were determined by optical methods. Experimental relations lips hips which define the beginning of laminar-turbulent transition and its end were obtained.

УДК 629.78

О впливі ниток на еволюцію ротаціонного косміческої тросової системи дисипації енергії

А. В. Пироженко

Інститут технічної механіки НАНУ—НКАУ, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 30.03.98

На системі двох матеріальних точок, з'єднаних невагомою пружнодисипативною ниткою, як найпростіший моделі пружнов'язкої системи, досліджуються закономірності еволюції обертального руху в гравітаційному полі сил. Аналіз закономірностей руху системи на кеплеровій орбіті показав, що дисипація енергії в матеріалі нитки призводить до фізично ясної тенденції в еволюції параметрів відносного руху: система прагне до положення, що мінімізує зменшення енергії відносного руху. Аналіз поступально-обертального руху системи показав, що загальна картина дії дисипативних сил на рух системи складається з їхнього прагнення зменшити втрату енергії (збільшити її приймання) для кожного з рухів — обертального та відносного. Дію дисипативних сил направлено на збільшення ексцентриситету орбіти та перевод обертання системи в пряме.

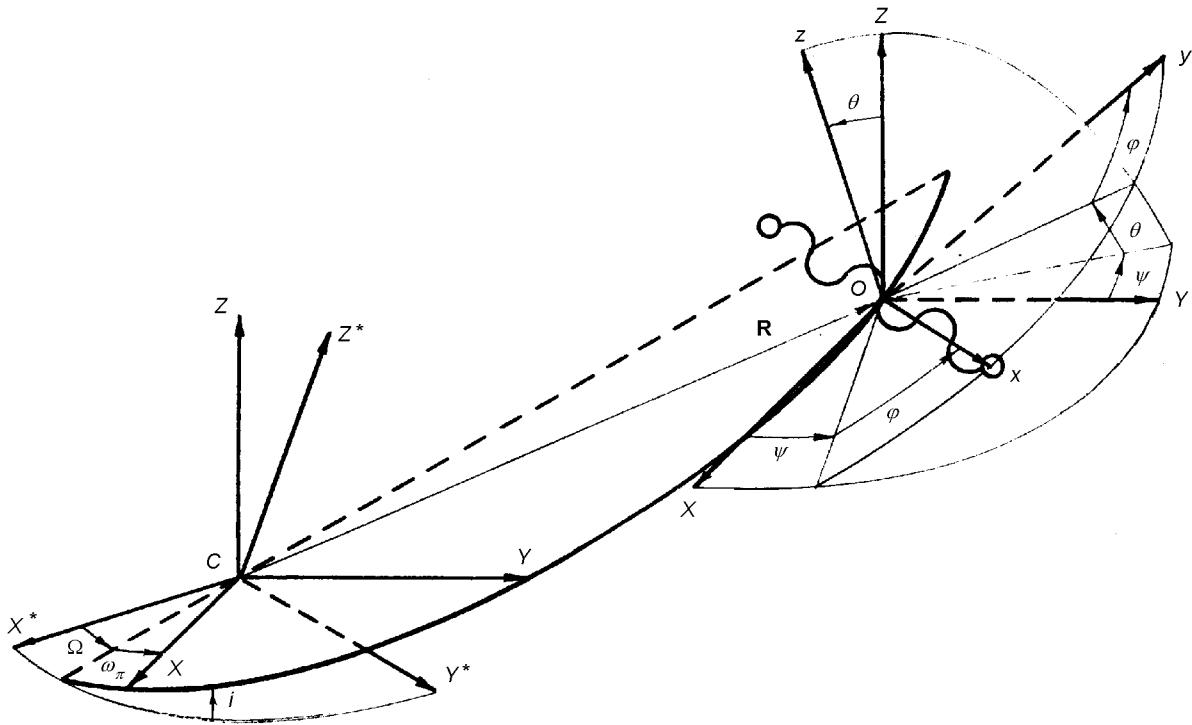
ВВЕДЕНИЕ

В первом приближении по малым параметрам внутреннее рассеивание энергии в упруговязких космических системах приводит лишь к монотонному затуханию собственных упругих колебаний и не изменяет качественно эволюцию движения систем. Поэтому влияние внутренней диссипации энергии на эволюцию ротационного движения (этап медленной эволюции) для большинства реальных космических систем пренебрежимо мало. Тем не менее, вопрос эволюции протяженных упруговязких систем в ньютоновском поле сил представляет интерес для небесной механики и для определения общих закономерностей движений и является постоянным предметом исследований (см. например [9]). Рассматриваемая простейшая модель упруговязкой системы позволила в рамках динамики со средоточенными системами и под контролем численных расчетов описать основные закономерности эволю-

ции движения. Многие из этих закономерностей были ранее описаны для более сложных систем [5—8]. Вместе с тем, простота модели позволила провести более глубокий анализ относительного движения и рассмотреть в общем случае закономерности поступательно-вращательного движения. Один из основных результатов работы, как представляется, состоит в анализе закономерностей движения системы с точки зрения общих тенденций движения систем под действием диссипативных сил и выработке общих предположений.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается движение в ньютоновском поле сил системы двух материальных точек, соединенных невесомой упругодиссипативной нитью, упругие свойства которой описываются законом Гука, а диссипативные свойства — введением «эквивалент-



ного вязкого трения». Уравнения движения такой системы имеют вид [1, 10]

$$\ddot{\mathbf{r}} = - (c_m(r - d) + \zeta \dot{\mathbf{r}}) \delta \mathbf{e}_r + \mathbf{F}, \\ c_m = c \left(\frac{1}{m_1} + \frac{1}{m_2} \right), \quad (1)$$

$$\ddot{\mathbf{R}} = - \frac{\mu \mathbf{R}}{R^3} + \mathbf{F}^*, \quad \delta = \begin{cases} 0, r < d, \\ 1, r \geq d, \end{cases}$$

где $\mathbf{e}_r = \mathbf{r}/r$, $r = |\mathbf{r}|$, $\mathbf{r} = \mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1$, \mathbf{R}_1 , \mathbf{R}_2 — радиус-векторы материальных точек относительно ньютоновского притягивающего центра, m_1 , m_2 — массы материальных точек, c — коэффициент жесткости нити, d — ее номинальная длина, ζ — коэффициент, характеризующий вязкое трение в нити, μ — гравитационный параметр, \mathbf{F} , \mathbf{F}^* — возмущающие ускорения ньютоновского поля сил. С точностью до $(r/R)^2$ включительно [10]

$$\mathbf{F} = \frac{\mu}{R^2} \frac{r}{R} \left[-\mathbf{e}_r + 3(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_R)\mathbf{e}_R + 3 \frac{m_1 - m_2}{M} \frac{r}{R} \times \right. \\ \left. \times \{(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_R)\mathbf{e}_r + 0.5(1 - 5(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_R)^2)\mathbf{e}_R\} \right], \quad (2)$$

$$\mathbf{F}^* = \frac{\mu}{R^2} \left(\frac{r}{R} \right)^2 \frac{m_1 m_2}{M^2} \left\{ 3(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_R)\mathbf{e}_R + \frac{3}{2}(1 - 5(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_R)^2)\mathbf{e}_R \right\},$$

где $\mathbf{e}_R = \mathbf{R}/R$, $M = m_1 + m_2$.

Введем правые системы координат (рисунок). Невращающаяся система координат $CX^*Y^*Z^*$ имеет начало в ньютоновском притягивающем центре

C . Ось CZ^* направлена по постоянному вектору суммарного кинетического момента системы (он постоянен, так как центральная и внутренние силы не изменяют кинетический момент.) $CXYZ$ — «перигейная» система координат, связанная с мгновенной орбитой движения центра масс. Ось CX направлена из притягивающего центра к перигею орбиты, ось CZ — по вектору кинетического момента орбитального движения. $Oxyz$ — подвижная система координат с началом в центре масс системы. Ось Oz направлена по вектору кинетического момента относительного движения, ось Ox — по \mathbf{r} .

Взаимная ориентация систем $CX^*Y^*Z^*$ и $CXYZ$, $CXYZ$ и $Oxyz$ определяется эйлеровыми углами Ω , i , ω_π и ψ , θ , φ , где Ω , i , ω_π — долгота восходящего узла, наклонение и аргументperiцентра соответственно, и ψ , θ , φ — углы прецессии, нутации и чистого вращения.

Будем рассматривать режим ротационного движения системы и предполагать, что угловая скорость вращения системы относительно центра масс существенно превосходит угловую скорость орбитального движения, а именно, квадрат отношения второй к первой есть малая величина ε_2 . Будем предполагать также, что отношение длины нити к расстоянию от центра масс системы до притягивающего центра есть малая величина ε_1 .

Уравнения возмущенного движения системы в общем случае даны в [10].

В работе [1] показано, что в первом приближе-

ни по малым величинам диссипация энергии в материале нити приводит лишь к монотонному затуханию собственных упругих колебаний и не меняет качественно характера эволюции кинетического момента относительного движения. Процесс затухания собственных колебаний во многих случаях протекает относительно быстро, и поэтому его можно рассматривать как переходный режим к установившемуся движению, в котором амплитуда собственных колебаний нулевая. В установившемся режиме в первом приближении движение системы совпадает с движением гантели с длиной штанги, равной равновесной длине нити r_0 , а величина кинетического момента движения системы относительно центра масс постоянна.

В статье рассматривается влияние диссипации энергии в материале нити на эволюцию параметров движения системы в установившемся режиме с точностью до второго порядка малости по $\varepsilon_1, \varepsilon_2$. В этом режиме движения $\delta = 1$, т. е. нить всегда натянута.

Алгоритм исследований традиционен для такого вида задач и состоит в следующем: строятся приближенные решения для вынужденных упругих колебаний нити как функции от переменных, описывающих движение системы, а затем с помощью метода усреднения строятся уравнения первого приближения, на основе которых и проводится анализ. Таким образом, здесь не строится второе приближение по малым параметрам для движения всей системы, а лишь во втором приближении исследуется влияние диссипации энергии в материале связи на эволюцию движения системы. Корректность такого алгоритма исследований требует, чтобы второе приближение по малым параметрам движения абсолютно жесткой системы (абсолютно твердое тело — гантель) пренебрежимо мало отличалось от движения, описываемого уравнениями первого приближения. Иными словами, необходимо, чтобы для абсолютно жесткой системы первое приближение описывало все основные закономерности движения. Положительный ответ нам дает теория Колмогорова—Арнольда—Мозера, ее приложение к движению симметричного твердого тела на круговой орбите [3] и многочисленные расчеты.

ПЕРВОЕ ПРИБЛИЖЕНИЯ ДЛЯ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ

Поскольку r_0 определяется равенством центробежных и упругих сил в невозмущенном движении [1], и в рассматриваемом режиме движения отношение амплитуды упругих колебаний к длине нити про-

порционально малой величине, то с точностью до первого порядка малости к введенным величинам уравнения упругих колебаний имеют вид [1]

$$\ddot{z} + k^2 z + \xi \dot{z} = \frac{\mu}{R^3} r_0 [3(e_r, e_R)^2 - 1] + \frac{2L_0 L_1}{r_0^3}, \quad (3)$$

где $z = r - r_0$, $k^2 = c_m + 3L^2/r_0^4$, $L = |L|$, $L = r \times \dot{r}$ — удельный кинетический момент относительного движения, через $2L_0 L_1/r_0^3$ обозначена величина изменения центробежных ускорений при вращении системы в гравитационном поле, учитываемая с точностью до первого порядка малости из уравнения изменения L :

$$\dot{L} = 3 \frac{\mu}{R^3} r_0^2 (e_r, e_R)(e_y, e_R), \quad (4)$$

где e_y — орт оси Oy . Здесь L представляем в виде $L = L_0 + L_1 + L_2$, где L_0 — начальное значение, L_1 — величина, пропорциональная первой степени малых величин, L_2 — величина более высокого порядка малости.

Таким образом, в уравнении (3) учитываются колебания длины нити, обусловленные как изменением сил, действующих вдоль линии нити, так и моментами гравитационных сил, изменяющих скорость вращения связки.

Выделим в правых частях уравнений (3), (4) быструю переменную φ . Для этого используем представления

$$(e_r, e_R)(e_y, e_R) = 0.5(\alpha_2 \cos 2\varphi - \alpha_1 \sin 2\varphi),$$

$$3(e_r, e_R)^2 - 1 = 1.5(\alpha_1 \cos 2\varphi + \alpha_2 \sin 2\varphi + \alpha_3 - 2/3),$$

$$\alpha_1 = \cos^2(\nu - \psi) - \cos^2 \theta \sin^2(\nu - \psi),$$

$$\alpha_2 = \cos \theta \sin 2(\nu - \psi),$$

$$\alpha_3 = \cos^2 \theta \sin^2(\nu - \psi) + \cos^2(\nu - \psi),$$

где ν — истинная аномалия.

Формально определение продольных колебаний связки в первом приближении соответствует следующим механическим соображениям. Поскольку в рассматриваемом движении φ — единственная быстрая переменная, то для построения приближенного решения можно положить ψ, θ, L, ν постоянными за один период изменения φ , а

$$\varphi = \frac{L}{r_0^2}(t - t_0).$$

Действительно, решение уравнения (4) в первом приближении найдем в соответствии с методом усреднения (уравнения первого приближения даны в [1]). Тогда

$$\frac{2L_0 L_1}{r_0^3} = \frac{3}{2} \frac{\mu}{R^3} r_0 (\alpha_1 \cos 2\varphi + \alpha_2 \sin 2\varphi).$$

Первое приближение для вынужденных продоль-

ных колебаний системы, описываемых уравнением (3), строится на основании следующего утверждения.

Утверждение. Пусть упругие колебания системы описываются уравнениями

$$\begin{aligned}\ddot{x} + k^2 x + 2\zeta \dot{x} &= \epsilon_1 F(y) \sin(\omega t + t_0), \\ \dot{y} &= \epsilon_2 Y(y, \omega t),\end{aligned}\quad (5)$$

где ϵ_1, ϵ_2 — малые параметры, $\epsilon_1/k^2 \ll 1$, $\epsilon_1/\omega^2 = \epsilon_2/\omega = \epsilon \ll 1$; величина $k^2 - \omega^2$ имеет порядок k^2 или ω^2 , т. е. система далека от резонанса 1:1; F, Y — достаточно гладкие функции своих переменных. Тогда вынужденные упругие колебания системы в первом приближении по малому параметру ϵ совпадают с колебаниями, описываемыми функцией $\epsilon_1 F(y) x_0$, где x_0 — вынужденные колебания линейной системы

$$\ddot{x} + k^2 x_0 + 2\zeta \dot{x}_0 = \sin(\omega t + t_0). \quad (6)$$

Доказательство*. Перейдем в (5) к безразмерному «времени» $\tau = \omega t$:

$$\begin{aligned}x'' + \frac{k^2}{\omega^2} x + 2 \frac{\zeta}{\omega} x' &= \epsilon F(y) \sin(\tau + t_0), \\ y' &= \epsilon Y(y, \tau),\end{aligned}$$

и произведем замену переменных

$$\begin{aligned}x &= \epsilon F(y) x_0 + s, \\ x' &= \epsilon F(y) x'_0 + s'.\end{aligned}$$

Тогда

$$s'' + \frac{k^2}{\omega^2} s + 2 \frac{\zeta}{\omega} s' = -\epsilon^2 \frac{dF}{dy} Y x'_0.$$

Поскольку нас интересуют вынужденные колебания, то с учетом формул для решения линейной системы (6) утверждение доказано.

Также можно утверждать, что истинные вынужденные упругие колебания системы (5) будут отличаться от $\epsilon_1 F(y) x_0$ на условно периодическое слагаемое, амплитуда которого имеет порядок ϵ^2 .

Следовательно, нетрудно получить с точностью до первого порядка малости, что

$$z = 3 \frac{\mu}{R^3} \frac{r_0}{k_2^2} (A \cos 2\varphi + B \sin 2\varphi + D), \quad (7)$$

$$A = \alpha_1 - \zeta_1 \alpha_2, \quad B = \alpha_2 + \zeta_1 \alpha_1, \quad D = \frac{1}{2} \frac{k_2^2}{k^2} \left(\alpha_3 - \frac{2}{3} \right),$$

$$\text{где } k_2^2 = k_1^2 (1 + \zeta_1^2), \quad k_1^2 = \frac{c_m}{d} - \frac{L^2}{r_0^4}, \quad \zeta_1 = 2 \frac{\zeta L}{r_0^2 k_1^2} \text{ и}$$

предполагается, что k_1^2, k_2^2 имеют порядок k^2 или L^2/r_0^4 , т. е. система не находится в резонансе 1:2.

АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ

В ОГРАНИЧЕННОЙ ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧИ

Предположим, что величина $(r/R)^2$ пренебрежимо мала ($\epsilon_1 \ll \epsilon_2$). Тогда траектория центра масс является невозмущенной кеплеровой орбитой, а возмущенное относительное движение связки описывается уравнениями [1]

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= \frac{r F_3 \sin \varphi}{L \sin \theta}, & \dot{\theta} &= \frac{r F_3 \cos \varphi}{L}, & \dot{L} &= r F_2, \\ \dot{\varphi} &= \frac{L}{r^2} - \dot{\psi} \cos \theta, & \dot{v} &= \sqrt{\mu/p^3} (1 + e \cos \nu)^2,\end{aligned}\quad (8)$$

где F_2, F_3 — проекции \mathbf{F} на оси Oz и Oy соответственно, p, e — фокальный параметр и эксцентриситет орбиты соответственно.

Подставляя в (8) найденное выражение $r = r_0 + z$ и усредняя уравнения по угловой переменной φ , получим уравнения первого приближения, описывающие влияние упругодиссипативных свойств нити с точностью до ϵ_2^2 включительно:

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= -N_1 \cos \theta \sin^2(\nu - \psi) - N_d \times \\ &\times [\cos \theta \sin^2(\nu - \psi)(\alpha_3 + 2D) + 0.5 \zeta_1 \sin 2(\nu - \psi) \alpha_3], \\ \dot{\theta} &= -0.5 N_1 \sin \theta \sin 2(\nu - \psi) - N_d \sin \theta \times \\ &\times [\sin 2(\nu - \psi)(0.5 \alpha_3 + D) - \zeta_1 \alpha_3 \cos \theta \sin^2(\nu - \psi)], \\ \dot{L} &= -N_d L \zeta_1 (\alpha_2^2 + \alpha_1^2), & \dot{v} &= \sqrt{\mu/p^3} (1 + e \cos \nu)^2, \\ N_1 &= \frac{3}{2} \frac{\mu}{R^3} \frac{r_0^2}{L}, & N_d &= \frac{9}{2} \left(\frac{\mu}{R^3} \right)^2 \frac{r_0^2}{L} \frac{1}{k_2^2}.\end{aligned}\quad (9)$$

Из уравнений (9) следует, что удельная скорость уменьшения L пропорциональна $\zeta \epsilon_2^2$ и ничтожно мала для большинства представляющих практический интерес случаев реализации вращающейся на орбите КТС двух тел. Нас же будет интересовать качественная сторона вопроса.

Рассмотрим воздействия на движение системы диссипативных сил. Для этого выпишем уравнения изменения кинетического момента с сохранением лишь членов уравнений (9), отражающих влияние диссипации энергии в материале нити на его эволюцию:

* В доказательстве используется замена переменных, предложенная рецензентом статьи Н. П. Плахтиенко, сокращающая необходимые выкладки в сравнении с авторским вариантом

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= -0.5N_d\xi_1\sin 2(\nu - \psi)\alpha_3, \\ \dot{\theta} &= 0.5N_d\xi_1\sin 2\theta\sin^2(\nu - \psi)\alpha_3, \\ \dot{L} &= -N_dL\xi_1(\alpha_2^2 + \alpha_1^2),\end{aligned}\quad (10)$$

Учитывая, что

$$\begin{aligned}\alpha_2^2 + \alpha_1^2 &= \alpha_3^2, \\ \frac{\partial\alpha_3^2}{\partial\theta} &= -\sin 2\theta\sin^2(\nu - \psi)\alpha_3, \\ \frac{\partial\alpha_3^2}{\partial\nu} &= 2\sin^2\theta\sin 2(\nu - \psi)\alpha_3,\end{aligned}$$

делаем вывод, что воздействие диссипативных сил в каждый момент времени стремится расположить кинетический момент в положение, минимизирующее скорость его убывания. Причем направление воздействия диссипативных сил близко к направлению «наискорейшего спуска» для величины α_3^2 .

Поскольку

$$\begin{aligned}\gamma^2 &= (\mathbf{e}_3, \mathbf{e}_R)^2 = \sin^2\theta\sin^2(\nu - \psi), \\ \frac{\partial\gamma^2}{\partial\theta} &= \sin 2\theta\sin^2(\nu - \psi), \\ \frac{\partial\gamma^2}{\partial\nu} &= -\sin^2\theta\sin 2(\nu - \psi),\end{aligned}$$

то в силу (10) воздействие диссипативных сил в каждый момент времени стремится совместить кинетический момент с вектором \mathbf{R} , т. е. перевести вращение системы в плоскость, перпендикулярную вектору \mathbf{R} . Эта ориентация вращения системы соответствует минимуму рассеивания энергии ее вращения.

Сравнение полученных результатов с выводами о воздействии на движение системы диссипативного аэродинамического момента [1] позволяет выдвинуть предположение, что воздействия диссипативных сил различной физической природы направлены на перевод движения системы в положение, соответствующее наименьшей потере энергии.

Эти предположение перекликается с известным принципом [2] о стремлении материальных систем избежать трения. Однако в [2] этот принцип рассмотрен как результирующая тенденция в движении систем: скорости движений, обусловливающих диссиацию энергии, под действием диссипативных сил обнуляются. Для рассматриваемой системы «избежать трения» можно лишь достигнув положения относительного равновесия, соответствующего расположению системы вдоль местной вертикали. Воздействие же диссипативных сил в рассматриваемом случае в каждый момент времени направлено на изменение параметров движения в соответствии с этим принципом, т. е., как ни парадоксально это звучит, на уменьшение рассеивания энергии.

Рассмотрим удельную мощность диссипативных

сил

$$N = -\zeta z^2.$$

Используя выражение (7), с точностью до ε_2^2 найдем среднюю за период обращения связки вокруг центра масс удельную мощность диссипативных сил:

$$\langle N \rangle_\varphi = -9\left(\frac{\mu}{R^3}\right)^2 L\xi_1 \frac{\alpha_3^2}{k_2^2}. \quad (11)$$

Поскольку средняя удельная мощность диссипативных сил, как и скорость убывания кинетического момента, пропорциональна α_3^2 , то в силу предыдущего анализа можно сделать вывод, что воздействие диссипативных сил стремится уменьшить абсолютную работу этих сил и в конечном счете перевести систему в положение, соответствующее возможному минимуму абсолютной величины их работы.

Уравнения основных эволюционных эффектов движения системы получим, переходя в уравнениях (9) к дифференцированию по ν с последующим их усреднением по ν :

$$\frac{d\psi}{d\nu} = N_0 \cos\theta - I_d \left[\cos\theta \left\{ \left(1 + \frac{k_2^2}{k^2} \right) \beta_1 - \right. \right.$$

$$\left. \left. - 4 \frac{k_2^2}{k^2} \left(\frac{2}{3} + 2e^2 - e^2 \cos 2\psi \right) \right\} - 3\xi_1 e^2 \sin 2\psi (1 + \cos^2\theta) \right],$$

$$\frac{d\theta}{d\nu} = I_d \sin\theta [3e^2 \sin 2\psi \beta_2 + \xi_1 \cos\theta \beta_1],$$

$$\begin{aligned}\frac{dL}{d\nu} &= -I_d L \xi_1 [(1 + 3e^2)(3\cos^4\theta + 3 + 2\cos^2\theta) + \\ &\quad + 6e^2 \cos 2\psi (1 - \cos^4\theta)],\end{aligned}\quad (12)$$

$$\beta_1 = (1 + 3e^2)(3\cos^2\theta + 1) - 6e^2 \cos^2\theta \cos 2\psi,$$

$$\beta_2 = \left(1 + \frac{k_2^2}{k^2} \right) (1 + \cos^2\theta) - \frac{4}{3} \frac{k_2^2}{k^2},$$

$$I_d = \frac{9}{16} \left(\frac{\mu}{p^3} \right)^{3/2} \frac{r_0^2}{L} \frac{1}{k_2^2},$$

$$N_0 = \frac{3}{4} \left(\frac{\mu}{p^3} \right)^{1/2} \frac{r_0^2}{L}.$$

Здесь опущены члены, пропорциональные e^4 , поскольку они не вносят каких-либо качественных отличий в решение уравнений.

Из уравнений (12) видно, что под действием диссиации энергии в материале нити кинетический момент системы стремится расположиться в плоскости орбиты ($\theta \rightarrow \pi/2$). Интересно отметить и тот факт, что при θ , близком к $\pi/2$, действие

диссипативных сил отслеживает эллиптичность орбиты и стремится расположить плоскость вращения связки перпендикулярно к радиусу-векторуperiцентра орбиты ($\psi \rightarrow \pm \pi/2$). Этот эффект также соответствует тенденции системы уменьшить скорость убывания кинетического момента относительного движения.

Оценим среднюю удельную мощность диссипативных сил за один период орбитального движения. Для этого используем схему

$$\langle\langle N \rangle\rangle_\nu = \frac{1}{T_\nu} \int_0^{T_\nu} \langle N \rangle_\varphi dt \approx \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \langle N \rangle_\varphi \frac{R^2}{\sqrt{\mu p}} dv,$$

где T_ν — период орбитального движения. Тогда

$$\begin{aligned} \langle\langle N \rangle\rangle_\nu = & -\frac{9}{8} \left(\frac{\mu}{p^3} \right)^3 \zeta_1 \frac{L}{k_2^2} [(3\cos\theta + 3 + 2\cos^2\theta) \times \\ & \times (1 + 3e^2 + 3/8e^4) + \cos 2\psi (1 - \cos^4\theta)(6e^2 + e^4) + \\ & + 1/16e^4 \cos 4\psi (\cos^4\theta + \sin^2\theta)]. \end{aligned} \quad (13)$$

Полученная формула (здесь сохранены члены, пропорциональные e^4), как и (11), аналогична формуле скорости убывания кинетического момента. Другими словами, стремление системы уменьшить отдачу энергии совпадает со стремлением уменьшить абсолютную величину работы диссипативных сил в рассматриваемом случае.

Основываясь на полученных результатах, а также результатах [4, 6, 7], можно выдвинуть предположение [11], что стремление систем избежать трения есть действующая в каждый момент времени (текущая) тенденция, и воздействие диссипативных сил направлено на изменение параметров движения в соответствии с этой тенденцией.

Отметим, что эволюция орбиты, обусловленная, например, нецентральностью поля тяготения, во многих случаях качественно изменяет картину эволюции относительного движения. Действительно, уравнения векового движения относительно эволюционирующей орбиты имеют вид [1, 3]

$$\begin{aligned} \frac{d\tau_1}{dv} = & N_0 \cos\theta - I_d \cos\theta \times \\ & \times \left[\left(1 + \frac{k_2^2}{k^2} \right) (3\cos^2\theta + 1) - \frac{8}{3} \frac{k_2^2}{k^2} \right] - \\ & - \varepsilon_{0r} \cos i [\operatorname{ctg}\theta \sin i \cos \tau_1 + \cos i], \quad (14) \\ \frac{d\theta}{dv} = & \frac{1}{2} I_d \xi_1 \sin 2\theta (\cos^2\theta + 1) + \varepsilon_{0r} \cos i \sin i \sin \tau_1, \\ \frac{dL}{dv} = & - I_d L \xi_1 (3\cos^4\theta + 3 + 2\cos^2\theta). \end{aligned}$$

Здесь опущены члены, пропорциональные e^2 , e^4 , и

принято, что в вековом движении изменяется лишь долгота восходящего узла орбиты $\dot{\Omega} = -\varepsilon_{0r} \cos i$ и аргумент periцентра ω_π , $\tau_1 = \omega_\pi + \psi$, ε_{0r} — малый параметр.

Поскольку ε_{0r} обычно значительно превосходит I_d , то из уравнений (14) следует, что проявление диссипативных эффектов в движении системы возможно лишь для орбит, близких к экваториальным или полярным. Для других орбит плоскость орбиты эволюционирует быстрее, чем кинетический момент относительного движения стремится к ней.

ПОСТУПАЛЬНО-ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

Постоянство кинетического момента системы дает три первых интеграла движения [10]:

$$\begin{aligned} \omega_\pi = & \pi - \psi, \\ \sqrt{\mu p} \cos i + \frac{m_1 m_2}{M^2} L \cos(\theta - i) = & G_1, \end{aligned} \quad (15)$$

$$\frac{m_1 m_2}{M^2} \frac{L}{\sin i} = \frac{\sqrt{\mu p}}{\sin(\theta - i)} = \frac{G_1}{\sin\theta}, \quad G_1 = \frac{G}{M},$$

где G — кинетический момент системы.

Вынужденные продольные колебания в первом приближении по малым параметрам ε_1 , ε_2 определяются формулой (7). Тогда с учетом (15) уравнения возмущенного движения системы суть уравнения возмущенного кеплерова движения и уравнение изменения угла φ [10]:

$$\dot{\varphi} = \frac{L}{r^2} - \dot{\Omega} \cos(\theta - i).$$

Процедура построения уравнений первого приближения аналогична процедуре построения уравнений (12). Гравитационные воздействия учитываются с точностью до второго порядка малости по $(r/R)^2$ включительно. Тогда уравнения, описывающие основные эволюционные эффекты поступательно-вращательного движения системы, имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{di}{du} = & I_{d1} \sin\theta [3e^2 \cos\theta \sin 2\omega_\pi \beta_2 + \\ & + \zeta_1 [(1 + 3e^2)(3 + \cos^2\theta) + 6e^2 \cos 2\omega_\pi]], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d\Omega}{du} = & N_0 \frac{\sin\theta \cos\theta}{\sin(\theta - i)} - I_d \frac{\sin\theta}{\sin(\theta - i)} \left[\cos\theta \left(1 + \frac{k_2^2}{k^2} \right) \beta_1 - \right. \\ & - \frac{4}{3} \cos\theta \frac{k_2^2}{k^2} (2 + 6e^2 - 3e^2 \cos\theta \cos 2\omega_\pi) + \\ & \left. + \zeta_1 e^2 (1 + \cos^2\theta) \sin 2\omega_\pi \right], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{dp}{du} = & -2I_{d1}p[3e^2\sin^2\theta\sin2\omega_\pi\beta_2 - \\ & -4\zeta_1\cos\theta[(1+3e^2)(1+\cos^2\theta)+1.5+e^2\sin\theta\cos2\omega_\pi]], \\ \frac{de}{du} = & eI_{d1}[\sin^2\theta\sin2\omega_\pi\beta_2 + \\ & + 2\zeta_1(11+11\cos^2\theta+7\sin^2\theta\cos2\omega_\pi)], \quad (16) \\ \frac{d\omega_\pi}{du} = & -\frac{d\Omega}{du}\cos i - \frac{3}{8}\frac{m_1m_2}{M^2}\frac{r_0^2}{p^2}(1-3\cos^2\theta) - \\ & - I_{d1}[\dots + 6\zeta_1\cos\theta\sin^2\theta\sin2\omega_\pi(3+e^2)], \\ I_{d1} = & \frac{9}{16}\frac{m_1m_2}{M^2}\left(\frac{r_0}{p}\right)^2\frac{\mu}{p^3}\frac{1}{k_1^2}, \quad u = v + \omega_\pi, \end{aligned}$$

β_1, β_2, I_d — те же, что и в уравнениях (12).

Здесь опущены члены, пропорциональные e^4 , поскольку они не вносят никаких качественных отличий в движение системы. В уравнении изменения ω_π также опущено громоздкое выражение, не несущее в себе интересной информации.

Уравнения (16) совместно с соотношениями (15) полностью описывают эволюцию медленных переменных системы, однако неудобны для анализа, поскольку правые части зависят от параметров относительного движения L и θ , выражение которых через параметры орбитального движения излишне громоздко. Остается открытым и вопрос о преемственности уравнений (16) по отношению к уравнениям (12).

Построим уравнения для L и θ . Дифференцируя по u в силу (16) соотношения треугольника, образованного кинетическими моментами:

$$\begin{aligned} \sqrt{\mu p}\cos i + \frac{m_1m_2}{M^2}L\cos(\theta - i) &= G_1, \\ \sqrt{\mu p}\cos i + \frac{m_1m_2}{M^2}L\sin(\theta - i) &= 0, \end{aligned}$$

получим уравнения

$$\begin{aligned} \frac{d(\theta - i)}{du} &= I_d\sin\theta[-3e^2\sin2\omega_\pi\beta_2 + \zeta_1\cos\theta\beta_1], \quad (17) \\ \frac{dL}{du} = & -I_dL\zeta_1[(1+3e^2)(3\cos^4\theta+3+2\cos^2\theta) + \\ & + 6e^2\cos2\omega_\pi(1-\cos^4\theta)]. \end{aligned}$$

Уравнение изменения L совпадает с аналогичным уравнением в (12), а уравнение изменения $\theta - i$ совпадает с уравнением изменения θ в (12).

Из уравнений (16), (17) следует, что действие диссипативных сил (члены уравнений, содержащие множитель ζ_1) направлено на следующие изменения в движении системы. Кинетический момент относительного движения системы уменьшается,

перераспределяясь в кинетический момент орбитального движения; увеличивается эксцентриситет орбиты ($e \neq 0$); уменьшается до нуля наклонение орбиты. Здесь учтено, что

$$I_{d1}\zeta_1\sin\theta = \frac{9}{8}\frac{\mu}{p^3}\frac{G_1}{p^2}\frac{\zeta}{k_1^2k_2^2}\sin i_0. \quad (18)$$

Угол нутации θ стремится к некоторой величине $\pi/2 - \alpha_c$, $0 < \alpha_c < \pi/2$ и поскольку di/du стремится к нулю, в конечном счете стремится к $\pi/2$, т. е. воздействие диссипативных сил стремится перевести обратное вращение системы в прямое.

Рассмотрим закономерности эволюции системы, определяемые уравнениями первого приближения.

При $e = 0$ уравнения (16), (17) значительно упрощаются, и эволюция параметров полностью определяется воздействием диссипативных сил. Величина α_c определяется из уравнения

$$\sin\alpha_c(3\sin^2\alpha_c + 1) = \frac{\sin i}{\cos(\alpha_c + i)}(3 + \sin^2\alpha_c).$$

Здесь учтено (18) и соотношение

$$I_d\zeta_1\sin\theta = \frac{9}{8}\frac{\mu}{p^3}\frac{G_1}{p^2}\frac{\zeta}{k_1^2k_2^2}\sin(\theta - i).$$

В общем случае ($e \neq 0$), поскольку величины N_0, I_d, I_{d1} , характеризующие скорости эволюции параметров движения системы, имеют порядок $\sqrt{\varepsilon_2}, \varepsilon_2^{3/2}, \varepsilon_1^2\varepsilon_2$ соответственно, в зависимости от отношения малых величин ε_1 и ε_2 возможен различный характер движения системы.

Рассмотрим крайние случаи.

Предположим, что $(r/p)^2 \ll I_d$, т. е. $\varepsilon_1^2 \ll \varepsilon_2^{3/2}$, или, что то же самое $L/\sqrt{\mu p} \ll 1$ (случай дальних орбит). Тогда $i \ll 1$; θ стремится к $\pi/2$, и при θ , близком к $\pi/2$,periцентр орбиты стремится лежать в плоскость, образованную кинетическими моментами системы, т.е. движение системы соответствует рассмотренному выше случаю движения относительно невозмущенной траектории центра масс.

В другом крайнем случае, когда $\varepsilon_1 \gg \varepsilon_2^{1/2}$ (или $L/\sqrt{\mu p} \gg 1$), скорость и направление изменения аргумента periцентра орбиты носят иной характер и определяются вторым членом в уравнении для ω_π . Как показывает численное интегрирование уравнений (16), (17) и неусредненных исходных уравнений, в случае, когда кинетический момент относительного движения превосходит по модулю кинетический момент орбитального движения, возможен «выброс» системы на гиперболическую траекторию ($e \rightarrow 1$). Для обратного вращения ($i > \pi/2$) такая возможность «выброса» реализуется для зна-

чительно более широкой области начальных параметров, чем для прямого вращения системы.

В общем случае, в отличие от движения на невозмущенной орбите, эффект остановки прецессионного движения и отслеживания эллиптичности орбиты, вообще говоря, пропадает (перицентр орбиты уходит значительно быстрее, чем кинетический момент стремится к нему). В зависимости от отношения величин кинетических моментов и отношения r_0/p характер движения системы может иметь значительные отличия от движения системы относительно невозмущенной орбиты. Исследование возможных движений системы выходит за рамки данных исследований.

В большинстве же случаев основной эффект эволюционного движения системы, как и для движения быстро вращающейся гантели [10], заключается во вращении плоскости, образованной кинетическими моментами орбитального и относительного движений вокруг суммарного кинетического момента. Причем, при θ , не близком к $\pi/2$ ($|\cos\theta| > \varepsilon_1^2$, $|\cos\theta| > \varepsilon_2^{3/2}$), ω_π является быстрой переменной в уравнениях (16), (17). Поэтому исследование эволюции параметров движения в этом случае может быть выполнено путем усреднения этих уравнений по ω_π . Нетрудно видеть, что уравнения, получающиеся в результате этой операции, отличаются от исходных лишь тем, что все члены уравнений, зависящие от ω_π , обнуляются.

Анализ усредненных по ω_π уравнений (16), (17,) так же, как и их исследование численным интегрированием при θ , близком к $\pi/2$, показывает, что эволюция движения системы определяется воздействием диссипативных сил, т. е. изменение параметров движения системы происходит в соответствии с направлением действия диссипативных сил, и ранее определенные эффекты их воздействия реализуются в движении системы.

Рассмотрим возможность интерпретации движения системы под действием диссипативных сил. Нетрудно видеть, что выражение средней мощности диссипативных сил (13) не изменится. Но тогда действия диссипативных сил, направленные на увеличение эксцентриситета и перевод системы к прямому вращению, вообще говоря, направлены на увеличение мощности диссипативных сил, т. е. изменение параметров орбитального движения под воздействием диссипативных сил не может быть обяснено в рамках выдвинутого предположения о стремлении систем избежать трения, как текущей тенденции. Стремление диссипативных сил увеличить эксцентриситет орбиты и перевести вращение системы в прямое противоположно стремлению

уменьшить отдачу энергию относительного движения, которое имело место в случае неизменной орбиты.

Вместе с тем эти воздействия диссипативных сил соответствуют их стремлению уменьшить потери энергии или увеличить ее прием для орбитального движения. Действительно, этой тенденции соответствуют увеличение эксцентриситета. Анализируя изменения в движении системы в сравнении с движением системы относительно невозмущенной орбиты, можно сделать вывод, что этой тенденции соответствуют и привнесенные отличия в изменении угла θ . Действительно, увеличение скорости его убывания при $\theta > \pi/2$, замедление его увеличения при $\theta < \pi/2$ и стремление к прямому вращению можно интерпретировать как стремление уменьшить (увеличить) скорость уменьшения (увеличения) кинетического момента орбитального движения.

Таким образом, общая картина воздействия диссипативных сил на движение системы складывается из их стремления уменьшить отдачу энергии (увеличить ее прием) для каждого из движений — орбитального и относительного.

В рассматриваемом случае, поскольку эволюция движения системы определяется воздействием диссипативных сил, общая картина эволюции движения складывается из стремления каждого из движений «избежать трения», т. е. из стремления каждого из движений — орбитального и относительного — уменьшить отдачу энергии (увеличить ее прием) для своего движения.

Конечно, рассмотренное движение системы есть лишь частный пример. Здесь имеет место два слабо связанных движения (орбитальное и относительное), диссипация энергии описывается внутренней силой и происходит в результате относительного движения. Но отчетливо проявляющаяся тенденция в направлении воздействия диссипативных сил на уменьшение потери энергии (ее увеличение) для каждого из движений представляется весьма интересной, поскольку возникающие противоречия между формами движений оставляют шанс развитию движений, а не только для их тривиальных форм.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Использование модельных задач для исследования сложных динамических систем, когда в математической модели выделяются и сохраняются лишь существенные для исследуемого явления элементы, является удобным, а во многих случаях и единст-

венно возможным способом выработки представлений, определения и анализа закономерностей в их причинно-следственной взаимосвязи. В рассмотренной модельной задаче сохранены такие важные элементы динамики реальных космических тросовых систем, как возможность упругодиссипативных колебаний по внутренним степеням свободы и большая протяженность системы. Это позволило провести исследования в рамках классической механики сосредоточенных масс, и в частности, осуществить достаточно просто численную проверку полученных результатов.

Сделанные предположения о закономерностях ротационного движения систем под действием диссипативных сил на кеплеровой орбите относятся лишь к определенному классу систем в гравитационном поле сил, а выводы о воздействии диссипативных сил на поступательно-вращательное движение относятся лишь к рассматриваемой модельной задаче. Вместе с тем во многих случаях движения систем под действием диссипативных сил (см. например, [4] можно наблюдать аналогичные закономерности, что говорит о возможной общности сделанных предположений.

Работа выполнена при поддержке INTAS, грант N 94-0644.

1. Алпатов А. П., Белоножко П. А., Пироженко А. В., Шабохин В. А. Об эволюции ротационного движения связки двух тел на орбите // Космич. исследования.—1990.—28, Вып. 5.—С. 692—701.
2. Аппель П. Теоретическая механика. — М.: Физматгиз, 1960.—Т. 2.—487 с.
3. Белецкий В. В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1975.—308 с.
4. Белецкий В. В., Грушевский А. В. Эволюция вращатель-

ных движений спутника под действием диссипативного аэродинамического момента // ПММ.—1994.—58, № 1.—С. 13—20.

5. Вильке В. Г., Марков Ю. Г. Эволюция поступательно-вращательного движения вязкоупругой планеты в центральном поле сил // Астрон. журн.—1988.—65, № 4.—С. 861—867.
6. Маркеев А. П. К динамике упругого тела в гравитационном поле // Космич. исследования.—1989.—27, Вып. 2.—С. 163—175.
7. Маркеев А. П. Эволюция быстрых вращений вязкоупругой цилиндрической оболочки в гравитационном поле // Изв. АН СССР. МТТ.—1990.—№ 5.—С. 139—146.
8. Синицын Е. В. Эволюция кеплеровского движения вязкоупругой планеты // Астрон. журн.—1990.—67, № 3.—С. 630—635.
9. Синицын Е. Н. О влиянии вязкоупругих свойств материала тела на его быстрые вращения в гравитационном поле // Изв. АН России. МТТ.—1993.—№ 1.—С. 31—38.
10. Пироженко А. В. Управление движением связки двух тел в гравитационном поле изменением длины связи // Космич. исследования.—1992.—30, Вып. 4.—С. 473—482.
11. Dranovskii V., Alpatov A., Khoroshilov V., Piroshenko A., Zakrzhevskii A. Research of dynamics of space cable systems stabilized by rotation // 48th Internat. Astronaut. Congress, Turin, Italy, 6—10 October, 1997.

EFFECT OF ENERGY DISSIPATION IN THRIED MATERIAL ON THE EVOLUTION OF ROTATIONAL MOTION IN SPACE CABLE SYSTEMS

A. V. Pirozhenko

Using a system of two mass points joined together by a weightless elastic dissipative thread as the simplest model of elastoviscous system, we investigated the evolution of rotational motion in the gravitational field. When such a system moves in a Keplerian orbit, energy dissipation in the thread material causes the system to tend to the position with the energy of relative motion. Under the effect of dissipative forces the energy loss decreases for both the orbital motion and the relative motion, the orbital eccentricity increases, and the system rotates in the direct sense.

УДК 621.313.17

Электромеханические для космических исполнительные устройства аппаратов

А. Е. Антонов, В. Г. Киреев

Інститут електродинаміки НАН України, Київ

Надійшла до редакції 16.04.98

Викладено концепцію побудови привідних пристрій для керування просторовим положенням рухомих елементів, що працюють в умовах відкритого космосу.

В бортовій апаратурі косміческих апаратів існують електромеханічні системи для управління просторовим положенням різних подвижних елементів по одній або декількох кутових координатах. Специфічні умови експлуатації КА пред'являють к ним підвищені вимоги по масо-габаритним показникам, економічності, надежності та ресурсу роботи без обслуговування. В настійче время такі системи створюються, в основному, на базі одноосних колекторних або асинхронних електромашин. Для реалізації двох- та трьохкоординатного розворота елементів (для орієнтації антенн, оптических пристрій, панелей сонеческих батарей та ін.) система будується за класичною схемою з використанням відповідно двох або трьох кінематично пов'язаних між собою електродвигунів [1, 2]. Кінематична схема системи містить кардановий підвіс, на якому розташовані обидва (рис. 1) або три (рис. 2) двигуни. При такій схемі побудови значуще покращення динаміческих та інших характеристик приводної системи проблематично, так як сама компонування передбачає значно більші габарити та вагу привода, складність, зважу на необхідність підведення електропитання до двигунів на подвижні рамки підвіса, а також підвищені вимоги до потужності двигуна, розташованого на корпусі. Последнє обстоятельство обумовлено тим, що двигун, розташований на корпусі, нагружен не тільки

управляемим елементом, але і одним (рис. 1) або двома (рис. 2) двигунами. Радикальне покращення тактико-техніческих характеристик приводної системи може бути досягнуто завдяки новому підходу, розробленому в Інституті електродинаміки НАН України, суть якого полягає в використанні однієї спеціальної многоступеневої електрическої машини (МЭС), функціонально замінюючої систему з двома або трьома одноосними електродвигунами. Така машина має єдиний ротор, обладаючи двома або трема степенями свободи обертання навколо неподвижного цен-

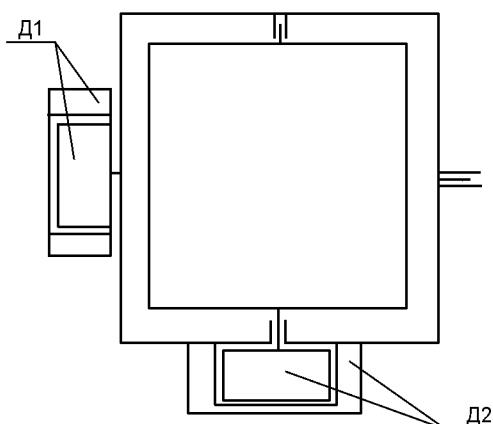


Рис. 1. Класична кінематична схема двохкоординатного устройства (обозначення см. в тексте)

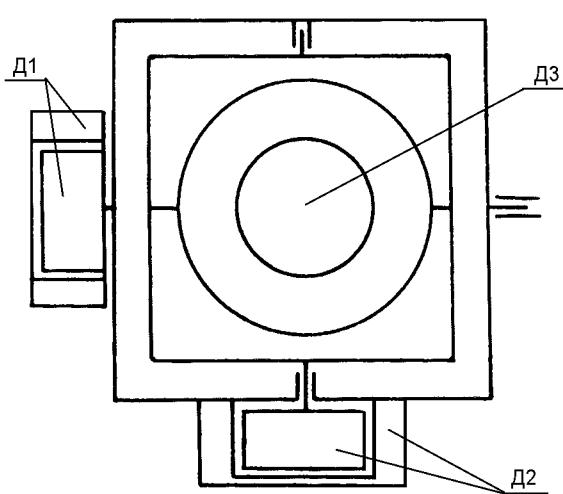


Рис. 2. Классическая кинематическая схема трехкоординатного устройства

тра, которые обеспечиваются соответствующей системой подвеса, например, кардановым подвесом или универсальным шарниром. Управление пространственным положением ротора и связанной с ним полезной нагрузки осуществляется электромагнитным полем, формируемым системой статорных обмоток, число которых соответствует числу степеней свободы ротора. Многоступенчатый ротор МЭС возбуждается постоянным магнитом, что исключает из конструкции скользящие или гибкие токоподводы к нему и повышает надежность. Кинематика движения ротора МЭС предопределяет сферическую форму элементов ее электромагнитного ядра, благодаря чему достигается рациональное использование объема, отводимого под привод при минимальных осевых моментах инерции ротора. Опыт использования МЭС показал, что они превосходят приводные устройства, построенные по классической многодвигательной схеме, в 3—5 раз по развиваемым усилиям при сопоставимых габаритах и энергопотреблении. При сопоставимых усилиях в такое же число раз снижаются габариты приводного устройства. Выигрыш по быстродействию оказывается еще более значительным и достигает 7—10 раз.

Для иллюстрации изложенных принципов приведем некоторые примеры реализации МЭС. На рис. 3 приведено устройство для двухкоординатного разворота датчика Солнца. Устройство содержит полый шаровой корпус, на внутренней поверхности которого расположены обмотки управления 6, 7 со взаимно ортогональными осями. На наружной поверхности корпуса в подшипниках (на рисунке не

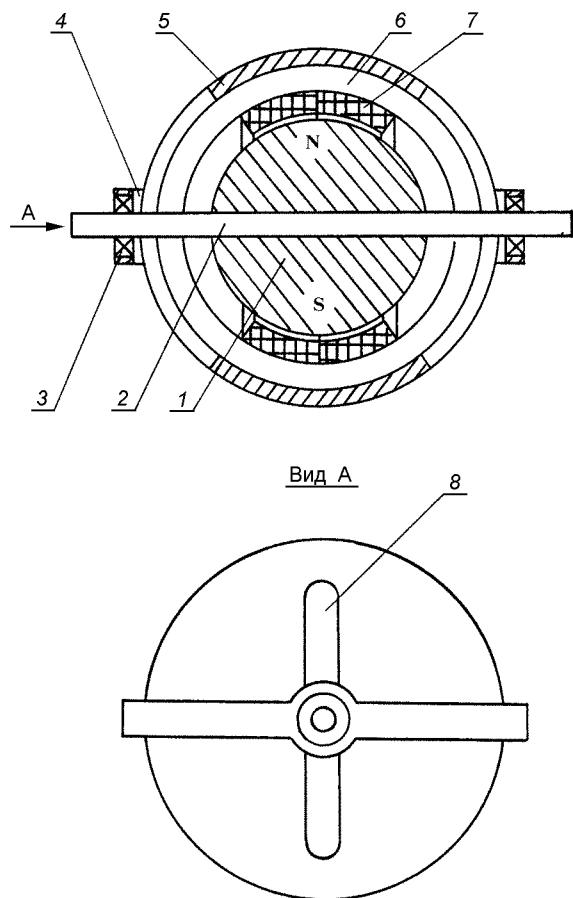


Рис. 3. Двухкоординатное устройство для разворота датчика Солнца

Таблица 1. Технические характеристики двухкоординатного устройства для разворота датчика Солнца

Наружный диаметр, мм	53
Коэффициент крутизны момента, Нм/А	$0.12 \cos\alpha$
Максимальный угол поворота ротора α , град	± 60
Сопротивление обмотки, Ом	10
Индуктивность обмотки, Гн	$95 \cdot 10^{-6}$
Максимальный ток, А	1.2
Момент инерции ротора, кг·м ²	$6.5 \cdot 10^{-5}$
Масса, кг	0.21

показаны) установлена кольцевая рамка 4. Ротор устройства возбужден постоянным магнитом 1 и соединен с валом 2, который через щелевые отверстия 8 выведен наружу и установлен во второй паре подшипников 3 кольцевой рамки 4. Таким образом кинематически обеспечивается двухкоординатный разворот вала ротора с располагаемой на нем инерционной нагрузкой относительно обмоток управления. Устройство было реализовано при построении

системы поиска Солнца на спутнике связи. Характеристики устройства для каждой из осей поворота приведены в табл. 1.

При величинах углов отклонения управляемого элемента до $\pm 5\text{--}10^\circ$, например, при точной ориентации направленных антенн, целесообразно использование компоновки МЭС, приведенной на рис. 4. Здесь платформа 1 установлена в миниатюрном кардановом подвесе 2. На платформе установлены обмотки управления 3 (показана пунктиром) и 4 со взаимно ортогональными осями. Система возбуждения выполнена на постоянных магнитах 5, 6, которые имеют форму секторов концентрических полых шаровых слоев, намагниченных радиально. Ориентация осей намагничивания диаметрально противоположных пар магнитов согласована с направлением токов в активных частях обмоток для обеспечения одинаковой ориентации векторов моментов вращения. Компоновка рис. 4 была реализована при построении наземного устройства пространственной ориентации оптического отражающего элемента следящей системы. Характеристики, соответствующие каждому из двух каналов управления, приведены в табл. 2.

На рис. 5 приведено комбинированное моментное устройство для независимого управления пространственным положением панелей солнечных батарей вокруг трех взаимно ортогональных осей. Общий

принцип построения устройства состоит в том, что его ротор содержит две магнитные системы со взаимно ортогональной ориентацией осей намагничивания, которые управляются двумя различными системами обмоток управления. При этом приняты меры, чтобы одна система обмоток могла взаимодействовать только с соответствующей ей магнитной системой. Ротор устройства выполнен в виде полого шарового магнитопровода 1, на внутренней и внешней сторонах которого установлены постоянные магниты 2 и 3. Ротор установлен в подшипниках 4, 5 внутри второго полого шарового магнитопровода 8. Магнитопровод 8 жестко соединен с третьим магнитопроводом 6, который является внутренним по отношению к магнитопроводу ротора 1. Таким образом, ротор 1 обладает возможно-

Таблица 2. Технические характеристики двухкоординатного устройства ориентации платформы

Наружные габаритные размеры, мм	$\varnothing 375 \times 160$
Коэффициент крутизны момента, Нм/А	$5.45 \cos \alpha$
Максимальный угол поворота ротора α , град	± 6
Сопротивление обмотки, Ом	3.9
Индуктивность обмотки, Гн	0.0026
Максимальный ток, А	5.5
Максимальный момент, Нм	30
Момент инерции ротора, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	0.07
Масса, кг	16

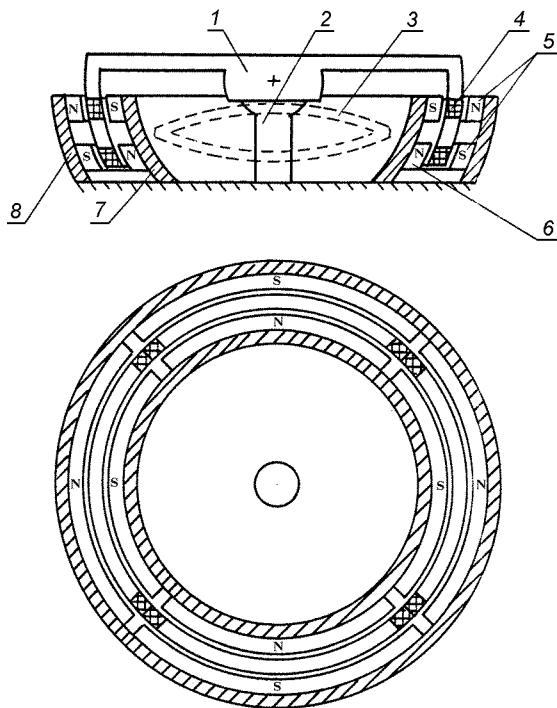


Рис. 4. Двухкоординатное устройство для ориентации платформы

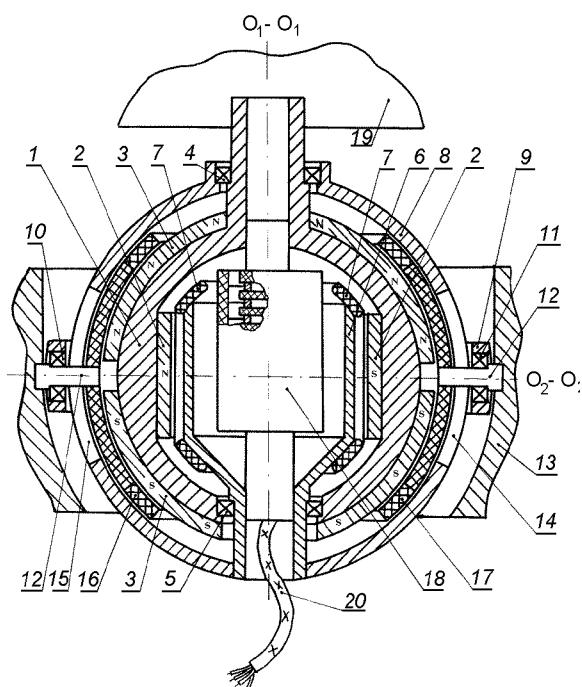


Рис. 5. Трехкоординатное устройство системы ориентации панелей солнечных батарей

Таблица 3. Технические характеристики трехкоординатного устройства ориентации панелей солнечных батарей

Наименование параметра	Продольная ось O_1-O_1	Поперечные оси O_2-O_2 , O_3-O_3
Наружный габарит, мм	170	$\emptyset 150$
Коэффициент крутизны момента, Нм/А	0.65	1.8
Угловой диапазон, град	$n \cdot 360$	± 25
Максимальный ток, А	1.2	1
Потребляемая мощность (так), ВА	32	40
Сопротивление обмотки, Ом	22	40
Индуктивность обмотки, Гн	0.012	0.02
Момент инерции ротора, кг·м ²	0.0091	0.0183
Масса, кг	6	

стью свободного вращения относительно магнитопроводов 6 и 8 в опорных подшипниках 4, 5. Магнитопроводы 6, 8 совместно с кинематически связанным с ними ротором 1 могут разворачиваться относительно неподвижного основания 13 с помощью карданового кольца 9 и подшипников 10, 11. В магнитопроводе 8 выполнены щелевые диаметрально противоположные отверстия 14, 15. Через них внутрь магнитопровода 8 введены полуоси 12, на которых установлено в подшипниках 10 кардановое кольцо 9 и обмотки 16, 17 со взаимно ортогональными осями. Эти обмотки предназначены для взаимодействия с магнитами 3 и управления положением ротора относительно оси O_2-O_2 и нормальной ей оси O_3-O_3 (на рисунке не показана). Вторая система обмоток 7, расположенная на магнитопроводе 6, предназначена для взаимодействия с магнитами 2 и управления разворотом ротора вокруг оси O_1-O_1 на неограниченный угол. Результирующий вектор намагниченности магнитов 3 совпадает с осью вращения ротора в опорах 4, 5, благодаря чему любое изменение состояния ротора вокруг этой оси не изменяет его взаимного потокосцепления с обмотками 16, 17, а значит и состоя-

ния ротора вокруг осей O_2-O_2 и O_3-O_3 . Аналогично, изменение положения ротора вокруг осей O_2-O_2 и O_3-O_3 не влияет на работу системы управления вращением вокруг оси O_1-O_1 . Панель батареи 19 соединяется с магнитопроводом 1, а во внутренней полости устройства могут располагаться вспомогательные устройства, например, токосъемник 18. Передача электроэнергии от токосъемника на корпус аппарата осуществляется с помощью гибкого кабеля 20. Такая компоновка была реализована при построении системы пространственной ориентации панелей солнечных батарей спутника связи. Характеристики устройства приведены в табл. 3.

Некоторые принципы построения МЭС, такие как возбуждение ротора постоянным магнитом и беспозиционная компоновка статора могут быть также применены в одноосных моментных и быстроходных исполнительных двигателях или в приводах сканирующих обзорно-поисковых систем КА. Благодаря этому повышается надежность электроприводных устройств, упрощается технология и снижается их стоимость. Кроме того, применение высоко-коэрцитивных магнитных материалов и отсутствие скользящих контактов допускает при необходимости кратковременную форсировку тока управления в три—пять раз.

1. Медушев С. В., Ремизов В. Е., Стома С. А. и др. Точная электромеханика: новые возможности и перспективы // Электротехника.—1991.—№ 9.—С. 16—20.
2. Стома С. А., Авербух В. Я., Лещинский Э. А. Электромеханические системы ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли // Электротехника.—1996.—№ 5.—С. 14—19.

ELECTROMECHANICAL DRIVES FOR SPACECRAFT

A. E. Antonov and V. G. Kireev

We describe a design concept for electromechanical drives for spacecraft control in several coordinate axes.

УДК 53.843

Криогенний датчик гравиметрических приборов

О. Г. Чеборин, В. А. Яценко

Інститут космічних досліджень НАНУ—НКАУ, Київ

Надійшла до редакції 14.05.98

Розглянуто можливості використання результатів теоретичних досліджень для створення високочутливого кріогенного датчика. Побудована математична модель датчика, вивчена динаміка та стійкість чутливого елемента, а також запропоновані алгоритми попередньої обробки та фільтрації сигналів.

ВВЕДЕНИЕ

Гравиметрические приборы, предназначенные для измерения параметров гравитационных полей, используются для картографирования полей Земли и других планет (исследование структуры планет, поиск полезных ископаемых и т. д.), решения задач навигации, сейсмологии, астрофизики, фундаментальных физических задач (обнаружение гравитационных волн, подтверждение принципа эквивалентности, уточнение значения гравитационной постоянной и т. д.) и многих других. Для решения этих задач выдвигаются все более жесткие требования к приборам, поэтому исследователи уделяют огромное внимание совершенствованию существующих и созданию новых оригинальных приборов.

Наиболее распространенные в настоящее время наземные гравиметры («Шарп», «Аскания», «Содин», «Уорден» [6], Ла Косте—Ромберга [32]) преимущественно построены по одному принципу: упругий элемент — механическая пружина, изготовленная из кварца, металла или специальных сплавов; применена оптическая система индикации с микрометрической системой регистрации измерений. В зависимости от модификации гравиметры снабжены устройствами термо-, барокомпенсации, системами вакуумирования корпуса, термостатирования и т. п.

Все системы с кварцевым чувствительным элементом имеют погрешности, связанные с реологическими явлениями при циклическом изменении атмосферного давления (упругое последействие,

упруго-вязкий гистерезис) [25], влиянием температуры на работу безтермостатных гравиметров [26] и др., что и обуславливает введение дополнительных средств.

Источником снижения точности при определении изменения напряженности гравитационного поля служит и смещение нуль-пункта гравиметра. Изучению этого явления и возможности уменьшения его негативного влияния на показания гравиметров с кварцевой упругой системой чувствительного элемента посвящен ряд работ [23, 24]. В частности, в работе [8] предложено заменить материал упругой системы на монокристаллический сапфир с тем, чтобы обеспечить стабильность нуль-пункта выше 10^{-3} мкГал/год за счет сильного уменьшения упругого последействия. Лучшие из выпускаемых наземных гравиметров с кварцевой упругой системой достигают порога чувствительности 0.01 мГал.

Гравиметры, устанавливаемые на борту спутника, по функциональному назначению могут быть отнесены к классу гравиметров для аэрогравиметрических съемок.

Принципиально задачу измерения силы тяжести можно решить, зная изменение высоты, полученное инерциальным способом (с помощью альтиметра, микробарометра, радиофизических спутниковых средств). Однако точность таких измерений ниже по сравнению с гравиметрическими измерениями.

Проведение аэрогравиметрических измерений требует применения быстродействующей широкодиапазонной аппаратуры. Для этих целей пока

наиболее пригодным считается струнный гравиметр, принцип работы которого основан на изменении частоты поперечных колебаний вибрирующей струны, к нижнему концу которой подвешена пробная масса. Такие гравиметры могут быть созданы с применением специальных конструкторских приемов, защищающих их от воздействия возмущающих ускорений [16].

Анализируя приведенные в литературе данные, можно сделать вывод, что к настоящему времени подавляющее большинство гравиметров, выпускаемых промышленностью, используют свойства натянутой струны или упругие свойства кварцевых (или изготовленных из специальных сплавов) пружин. Так или иначе, но в любой модели гравиметра существует механическая связь чувствительного элемента с корпусом прибора, что оказывается на чувствительности и точности гравиметров. Модели таких гравиметров постоянно совершенствуются, но есть принципиальные физические ограничения. Поэтому реально достигнутые значения параметров (чувствительность наземных гравиметров порядка 0.01 мГал, чувствительность гравиметров на движном основании 1 мГал, дрейф нуль-пункта 0.1 мГал/сут) близки к предельным.

Крупным шагом стало внедрение в гравиметрическое приборостроение явления сверхпроводимости. Использование отдельных криогенных эффектов (диамагнитное отталкивание, идеальная проводимость, квантование магнитного потока) позволяет:

- создать магнитные подвесы высокой надежности и стабильности;
- применить высокочувствительные датчики съема информации на основе сверхпроводящих квантовых интерферометрических датчиков (СКВИДов);
- значительно повысить геометрическую стабильность элементов конструкции гравиметра;
- существенно снизить уровень тепловых шумов;
- обеспечить эффективное получение и хранение глубокого вакуума;
- обеспечить высокую степень экранирования чувствительного элемента от внешних электромагнитных полей;
- стабилизировать температуру в рабочем объеме до 10^{-4} — 10^{-5} К.

Начало разработок криогенных гравиинерциальных приборов с магнитным подвесом инерционной массы относится к 1960-м годам. Как правило, в этих приборах сверхпроводящее пробное тело вследствие эффекта Мейсснера [27] левитирует в неоднородном магнитном поле, создаваемом током в короткозамкнутых сверхпроводящих катушках.

В качестве преобразователя перемещений пробного тела используются низкочастотный емкостной

дифференциальный мост [33] сверхпроводящие магнитометры [4, 31, 34] или сверхпроводящие резонаторы [3, 7]. Предел чувствительности криогенных гравиметров лежит в интервале 10^{-9} — 10^{-11} , а дрейф нуль-пункта составляет 10^{-9} — 10^{-10} г/сут.

Из приведенного перечня сверхпроводящих гравиметров следует выделить гравиметр, разработанный в Физико-техническом институте низких температур НАН Украины (г. Харьков) [3]. На Украине это единственный прибор, сравнимый по точностным характеристикам с лучшими зарубежными аналогами.

Следует отметить, что упомянутые криогенные гравиметры относятся к приборам стационарного типа. Они отличаются высокими массогабаритными показателями и низким критическим полем сверхпроводников, из которых изготавливается пробное тело, т. е. не могут сохранять работоспособность при перегрузках. Эти причины исключают любые попытки разместить подобные приборы на борту космического аппарата.

В Институте кибернетики НАНУ был разработан принцип построения гравиметрических приборов, основанный на взаимодействии сверхпроводящих короткозамкнутых токовых контуров. Такое взаимодействие, обязанное свойству короткозамкнутых сверхпроводящих контуров «замораживать» связанные с ними магнитные потоки, обладает не присущей обычным магнитам возможностью изменять знак. Потенциальная энергия этого взаимодействия может иметь минимум, т. е. ее зависимость от координат имеет вид «потенциальной ямы» [12].

Сила притяжения таких неизменно ориентированных контуров при их сближении вначале увеличивается, достигает максимального значения, затем уменьшается и, пройдя нулевое значение, превращается в отталкивающую силу.

На основе описанного эффекта был разработан устойчивый магнитный подвес свободного тела. Если один из контуров жестко связать с основанием и завести в него незатухающий постоянный ток, он будет служить источником стабильного магнитного поля. Положение свободного контура (и связанного с ним тела) будет устойчивым по всем линейным и угловым координатам при условии, что равновесие достигается на участке уменьшения силы притяжения между максимальным ее значением и нулевой точкой [13].

Такой магнитный подвес может служить основой гравиметрического датчика. Действительно, при изменении ускорения силы тяжести чувствительный элемент, в роли которого выступает свободное тело, смещается от положения равновесия, в свободном и неподвижном контурах наводятся дополнительные токи, магнитная ситуация вблизи кон-

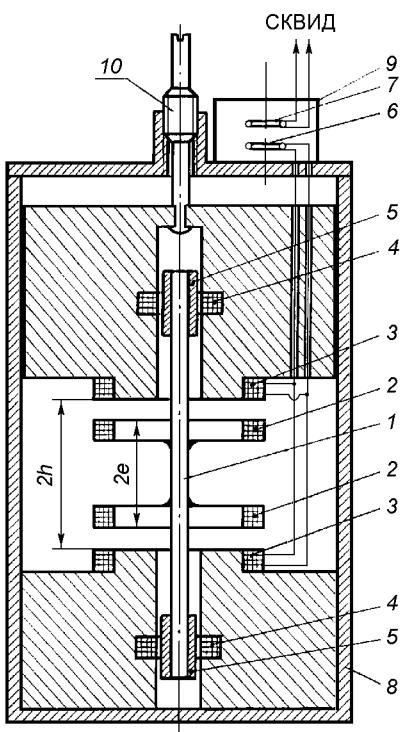


Рис. 1. Конструкция датчика гравитационных ускорений

туров изменяется. Измеряя ток в одном из контуров или вообще оценивая магнитную ситуацию в рабочем объеме, можно судить о величине гравитационного возмущения.

Обладая всеми преимуществами сверхпроводящих систем, предложенный подвес имеет особенности, присущие только ему. Например, в отличие от получившего широкое распространение в гравиметрии подвеса на основе эффекта диамагнитного отталкивания магнитоямный подвес позволяет регулировать жесткость подвеса (следовательно, и чувствительность к изменению ускорения) в очень широких пределах: от нуля (в точке максимума силы) до 100 Н/мм (вблизи нуля магнитной силы). Потенциальная чувствительность гравиметров, принцип работы которых основан на взаимодействии сверхпроводящих контуров, достигает значения 10^{-11} м/с² (10^{-6} мГал). Кроме того, к преимуществам магнитоямного подвеса следует отнести работоспособность при больших перегрузках, технологичность изготовления, малые масса, габариты и др.

В зависимости от поставленной цели, от функционального назначения подвеса, форме кривой зависимости магнитной силы от расстояния может придаваться требуемый вид варьированием количества взаимодействующих контуров, их геометрии, электромагнитных параметров. В частности, для грави-

инерциальных датчиков нами было предложено несколько схем исполнения магнитного подвеса чувствительного элемента, которые или принципиально отличались друг от друга, или являлись модификациями одного типа.

Вначале чисто из физических соображений, на основании приобретенного опыта формируется принципиальная схема подвеса, затем разрабатывается математическая модель, исследуется динамика чувствительного элемента, его устойчивость и, принимая во внимание результаты исследований, схема оптимизируется.

В данной работе мы предлагаем для повышения чувствительности гравиметрического датчика использовать магнитный подвес с четырьмя взаимодействующими контурами, два из которых жестко связаны с корпусом и два — с чувствительным элементом.

КОНСТРУКЦИЯ ДАТЧИКА

Физически датчик представляет собой свободное тело или чувствительный элемент (ЧЭ), выполненный в виде жесткой связки двух соосных короткозамкнутых сверхпроводящих катушек и взвешенный в магнитном поле двух неподвижных сверхпроводящих токовых катушек, оси которых в невозмущенном состоянии совпадают с осью ЧЭ. Он расположен между неподвижными катушками, причем расстояние между каждой неподвижной катушкой и ближайшей к ней катушкой ЧЭ значительно меньше расстояния между катушками ЧЭ. Неподвижные катушки запитываются токами одного направления и одинаковой величины, затем закорачиваются, а в катушки ЧЭ индуктивно от неподвижных катушек заводятся такие магнитные потоки, что каждая катушка ЧЭ притягивается к ближайшей неподвижной катушке, т. е. ЧЭ растягивается магнитными силами. Регистрируется составляющая ускорения, направление которой совпадает с общей осью катушек.

Конструкция датчика приведена на рис. 1, на котором показан ЧЭ 1, состоящий из тонкостенной трубы Ø 3.5 мм (нержавеющая сталь), с которой жестко соединены каркасы сверхпроводящих катушек 2. Минимальный диаметр катушек — 40 мм, толщина — 5 мм, расстояние между плоскостями катушек — 40 мм. Они наматывались сверхпроводящим проводом NbTi Ø 0.33 мм и закорачивались.

Подвес ЧЭ осуществляется путем взаимодействия катушек ЧЭ 2 с неподвижными сверхпроводящими катушками 3, одна из которых (нижняя) жестко связана с корпусом датчика, а другая (верхняя) может перемещаться вдоль общей оси катушек и

фиксируется в заданном положении. Перемещение производится с помощью микрометрического винта 10. Размеры и намотка неподвижных катушек идентичны размерам и намотке катушек ЧЭ с той лишь разницей, что неподвижные катушки имеют выводы для запитки их постоянным током.

При создании гравиметрических приборов обычно выделяют ось чувствительности, вдоль которой жесткость подвеса делается минимальной, а по другим степеням свободы — максимальной. При разработке математической модели было установлено, что выбранная схема датчика гравиметра инвариантна к возмущениям, действующим в радиальном направлении и по углу наклона чувствительной оси ЧЭ. Тем не менее в конструкции предусмотрены дополнительные средства, увеличивающие жесткость подвеса по всем координатам, кроме оси чувствительности датчика (совпадающей с осью ЧЭ) и угла собственного вращения ЧЭ (от этого угла потенциальная энергия ЧЭ не зависит, и следовательно, магнитных сил при его изменении не возникает). Достигается это тем, что соосно неподвижным катушкам 3 на корпусе располагаются короткозамкнутые сверхпроводящие катушки 4 (NbTi , около 20 витков), а на концах тонкостенной трубы ЧЭ жестко закрепляются сверхпроводниковые цилиндры 5 (Nb). Зазор между ниобиевыми цилиндрами и катушками 4 — 0.5 мм. При заведении тока в катушки цилиндры проявляют свойства идеального диамагнетика, отталкиваясь от источника магнитного поля, и за счет этого происходит стабилизация соосного расположения ЧЭ и неподвижных катушек.

Важнейшую роль при создании гравиметрических приборов повышенной чувствительности играет защита датчика от механических и электромагнитных возмущений. Влияние внешних электромагнитных полей на магнитную ситуацию в рабочем объеме датчика может быть в значительной мере ослаблено, если взаимодействующие элементы тщательно экранировать. В данной конструкции для этой цели используется ниобиевый стакан 8, а для экранирования сигнальной катушки 6 и антенны СКВИДа 7 — экран 9 из свинцовой фольги, внутри которого осуществляется индуктивная связь сигнальной катушки и антенны.

Электрическая схема датчика гравиметра приведена на рис. 2. В исходном положении перемещением верхней катушки 3 и ЧЭ устанавливаются предварительно рассчитанные равные зазоры между близлежащими неподвижными катушками и катушками ЧЭ. С помощью тепловых ключей $TK1$ и $TK2$ в неподвижные катушки 3 заводится постоянный ток. Если тепловые ключи $TK1$ и $TK2$ включены, электрическая цепь представляет собой

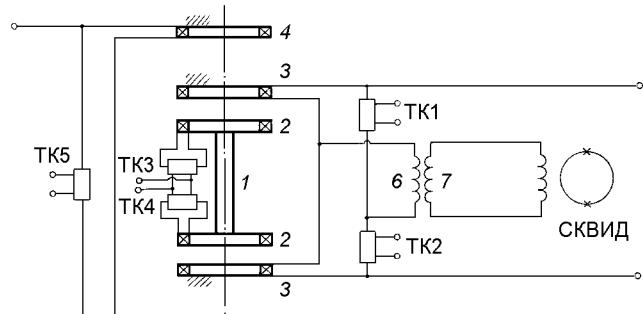


Рис. 2. Электрическая схема датчика

две последовательно соединенные катушки, подключенные к специальному источнику постоянного тока. Такое включение позволяет запитывать катушки током одинаковой величины и нужного направления. При отключении TK_1 и TK_2 образуются два самостоятельных короткозамкнутых контура (каждый из них включает неподвижную катушку) с общим участком,ключающим сигнальную катушку b , причем катушка b включена таким образом, что токи, протекающие в нижней и верхней катушках, на ней вычитаются. Поскольку в катушки заводятся равные токи, в исходном положении тока в сигнальной катушке нет.

После перевода неподвижных катушек 3 полностью в сверхпроводящее состояние они становятся источниками постоянного магнитного поля. Если теперь включить тепловые ключи TK_3 и TK_4 , разомкнув при этом катушки 2 чувствительного элемента, то часть магнитного потока от каждой неподвижной катушки будет проходить через плоскость близлежащей катушки ЧЭ. Затем ключи TK_3 и TK_4 отключатся, катушки ЧЭ переходят в сверхпроводящее состояние, а магнитные потоки, охваченные катушками ЧЭ, оказываются «замороженными», т. е. величины магнитных потоков, охваченных как неподвижными катушками, так и катушками ЧЭ, в дальнейшем будут оставаться постоянными.

При этом токи в неподвижных катушках сохраняют первоначальное значение, а токи в катушках ЧЭ и в сигнальной катушке равны нулю. С увеличением расстояния между неподвижными катушками (путем перемещения верхней катушки 3) увеличиваются и зазоры в каждой паре неподвижных и ЧЭ-катушек. В силу замороженности магнитных потоков токи в неподвижных катушках изменятся, а в катушках ЧЭ наведутся токи такого направления, что между близлежащими катушками возникнут силы притяжения — ЧЭ будет растягиваться магнитными силами. В отсутствие гравитационных или иных внешних сил (например, в условиях

невесомости) ЧЭ всегда будет располагаться симметрично относительно неподвижных катушек, ток в неподвижных катушках будет изменяться на одинаковую величину, поэтому в сигнальной катушке ток по-прежнему будет равен нулю.

Под действием гравиинерциального ускорения ЧЭ смещается от среднего, симметричного относительно неподвижных катушек положения. Тогда в верхнем неподвижном кольце ток, например, увеличится, а в нижнем — уменьшится. Предположим, что в невозмущенном состоянии в обеих неподвижных катушках протекал ток I . При смещении ЧЭ вдоль оси под действием ускорения в одной из неподвижных катушек ток увеличивается на величину ΔI_1 , в другой — уменьшается на ΔI_2 . Через измерительную катушку в этом случае будет протекать ток $(\Delta I_1 + \Delta I_2)$.

Однако приращения токов противоположных знаков появляются только при смещении вдоль оси. Если же возникают возмущения в направлении, перпендикулярном к оси, или по углу наклона оси ЧЭ, токи в обоих контурах или увеличиваются или уменьшаются. В измерительной катушке ток изменяться не будет. Причем чем большей симметрией обладает магнитная система, тем более инвариантной будет схема по отношению к указанным возмущениям.

Сигнальная катушка 6 индуктивно связана с антенной СКВИДа 7, с помощью которого измеряется ток в сигнальной катушке и оценивается величина ускорения, действующего на ЧЭ.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДАТЧИКА [28]

Для математического описания приведенной электромеханической системы предположим, что сверхпроводящие катушки — бесконечно тонкие идеально проводящие токовые кольца радиуса a . Присвоим им индексы: 1, 4 — неподвижные контуры; 2, 3 — жестко связанные между собой контуры ЧЭ.

Введем также инерциальную систему отсчета, совместив ее начало с центром одного из неподвижных колец. Положение центра масс ЧЭ относительно этой системы будем описывать цилиндрическими координатами ρ, α, ζ , а ориентацию ЧЭ — углами Эйлера: θ — угол нутации, ψ — угол прецессии, φ — угол собственного вращения [22].

Тогда кинетическую энергию ЧЭ можно определить по формуле

$$T = \frac{1}{2} m(\dot{\rho}^2 + \rho^2 \dot{\alpha}^2 + \dot{\zeta}^2) + \frac{1}{2} A(\dot{\theta} \sin \varphi - \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi)^2 + \\ + \frac{1}{2} B(\dot{\theta} \cos \varphi + \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi)^2 + \frac{1}{2} C(\dot{\varphi} + \dot{\psi} \cos \theta)^2, \quad (1)$$

где m — масса, A, B, C — главные моменты инерции ЧЭ.

С помощью уравнений Лагранжа II рода

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} = \frac{\partial L}{\partial q_i},$$

где $L = T - U$ — функция Лагранжа, U — потенциальная энергия ЧЭ, получим уравнения динамики ЧЭ в предположении, что $A = B$:

$$\begin{aligned} m\ddot{\rho} &= m\rho\dot{\alpha}^2 - \frac{\partial U}{\partial \rho}, \\ m(\rho^2\ddot{\alpha} + 2\rho\dot{\rho}\dot{\alpha}) &= -\frac{\partial U}{\partial \alpha}, \\ m\ddot{\zeta} &= -\frac{\partial U}{\partial \zeta}, \\ A\ddot{\theta} &= A\dot{\psi}^2 \sin \theta \cos \theta + \frac{\partial}{\partial \theta} \left[\frac{1}{2} C(\dot{\varphi} + \dot{\psi} \cos \theta)^2 \right] - \frac{\partial U}{\partial \theta}, \quad (2) \\ A(\ddot{\psi} \sin^2 \theta + 2\dot{\psi}\dot{\theta} \sin \theta \cos \theta) &+ \\ + \frac{d}{dt} \frac{\partial}{\partial \psi} \left[\frac{1}{2} C(\dot{\varphi} + \dot{\psi} \cos \theta)^2 \right] &= -\frac{\partial U}{\partial \psi}, \\ C \frac{d}{dt} (\dot{\varphi} + \dot{\psi} \cos \theta) &= -\frac{\partial U}{\partial \varphi}. \end{aligned}$$

В правые части полученных уравнений входят производные потенциальной энергии по координатам, поэтому необходимо определить явную ее зависимость от координат, описывающих положение ЧЭ. Методика определения явной зависимости потенциальной энергии магнитного взаимодействия сверхпроводящих токовых колец и ее производных от координат подробно рассмотрена в работе [20]. Поэтому приведем лишь окончательное выражение для U_m :

$$\begin{aligned} U_m &= \Psi_1^2(2L)^{-1} \{ 2(1 - y_5)(1 - y_6^2) - (y_1 - y_3)^2 - \\ &- (y_2 - y_4)^2 + 2y_6(y_1 - y_3)(y_2 - y_4) + \\ &+ 2p[(y_1y_4 - y_2y_3)(y_1 - y_2 - y_3 + y_4) - \\ &- (1 - y_5)(1 - y_6)(y_1 + y_2 + y_3 + y_4)] + \\ &+ p^2[2(1 - y_5^2)(1 - y_6) - (y_1 - y_2)^2 - (y_3 - y_4)^2 + \\ &+ 2y_5(y_1 - y_2)(y_3 - y_4)] \} \times \\ &\times [(1 - y_5^2)(1 - y_6^2) - y_1 - y_2^2 - y_3^2 - y_4^2 + \\ &+ (y_1y_4 - y_2y_3)^2 + 2y_5(y_1y_3 - y_2y_4)^2 + \\ &+ 2y_6(y_1y_2 - y_3y_4) - 2y_5y_6(y_1y_4 - y_2y_3)]^{-1}, \quad (3) \end{aligned}$$

где

$$\begin{aligned} y_1 &= L_{12}L^{-1}, & y_2 &= L_{13}L^{-1}, & y_3 &= L_{24}L^{-1}, \\ y_4 &= L_{34}L^{-1}, & y_5 &= L_{14}L^{-1}, & y_6 &= L_{23}L^{-1}, \\ p &= \Psi_2\Psi_1^{-1}, \end{aligned}$$

L_{jk} — взаимные индуктивности контуров; L — собственная индуктивность каждого контура; $\Psi_1 = \Psi_4$, $\Psi_2 = \Psi_3$ — магнитные потокосцепления контуров.

Функциями координат являются относительные взаимные индуктивности y_i ($i = 1, \dots, 4$); y_5, y_6 — const.

Как видно из формулы (3), потенциальная энергия зависит от всех шести взаимных индуктивностей. Вычисляются они по одной схеме и имеют аналогичные зависимости от координат, поэтому для наглядности приведем только формулу, определяющую зависимость $y_1(q_i)$:

$$\begin{aligned} y_1 = & \frac{1}{40\pi} \int_0^{2\pi} d\lambda_2 \int_0^{2\pi} [\sin x_4 \cos \lambda_1 \cos(\lambda_2 + x_6) + \\ & + \sin \lambda_1 \sin(\lambda_2 + x_6) + \cos x_4 \sin x_5 \sin \lambda_1 \cos(\lambda_2 + x_6)] \times \\ & \times [x_1^2 + x_{10}^2 + e^2 + x_3^2 - 2x_1 x_{10} \sin x_2 - \\ & - 2x_1 e \sin(x_2 - x_5) \sin x_4 + 2x_{10} e \sin x_4 \cos x_5 + \\ & + \frac{1}{2} [1 + \cos x_4 \sin x_5 - \sin \lambda_1 \sin(\lambda_2 + x_6) - \\ & - \cos x_5 \cos \lambda_1 \cos(\lambda_2 + x_6)] + \\ & + x_1 [\cos(x_2 - x_5) \cos(\lambda_2 - x_6) - \cos x_2 \cos \lambda_1 + \\ & + \sin(x_2 - x_5) \cos x_4 \sin(\lambda_2 + x_6)] - \\ & - x_{10} [\sin x_5 \cos(\lambda_2 + x_6) + \cos x_4 \cos x_5 \sin(\lambda_2 + x_6)] - \\ & - e (\sin x_4 \sin x_5 \cos \lambda_1 + \cos x_4 \sin \lambda_1) - \\ & - x_3 [\sin \lambda_1 - \sin x_4 \sin(\lambda_2 + x_6)] + 2x_3 e \cos x_4]^{1/2} d\lambda_1, \quad (4) \end{aligned}$$

где введены безразмерные переменные

$$x_1 = \frac{\rho}{2a}, \quad x_2 = \alpha, \quad x_3 = \frac{\zeta}{2a},$$

$$x_4 = \theta, \quad x_5 = \psi, \quad x_6 = \varphi;$$

λ_1, λ_2 — переменные интегрирования; $2e$ — безразмерное расстояние между плоскостями колец ЧЭ ($e/2a$). Совокупность формул (3) и (4) определяет зависимость магнитной потенциальной энергии от координат ЧЭ, а полная потенциальная энергия равна

$$U = U_M - 2amgx_1 \quad (5)$$

(g — ускорение силы тяжести) при условии, что направление гравитационной силы совпадает с направлением оси неподвижных колец.

В соответствии с поставленной целью будем рассматривать конкретную конфигурацию, имеющую реальный физический смысл (положение равновесия ЧЭ в магнитном поле неподвижных колец и внешнем гравитационном поле) и описываемую

набором координат ЧЭ:

$$\begin{aligned} x_1 &= x_{10}, & x_2 &= \pi/2, & x_3 &= 0, \\ x_4 &= \pi/2, & x_5 &= x_6 = 0, & \dot{x}_i &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Поскольку это — точка равновесия, магнитная и гравитационная силы в ней должны уравновешивать друг друга. Необходимое условие существования равновесия запишется при этом в виде

$$\frac{\partial U_M}{\partial x_1} - 2amg = 0. \quad (7)$$

Возмущающие силы, под действием которых ЧЭ отклоняется от положения равновесия, малы в сравнении с действующими в системе магнитными силами, поэтому потенциальную энергию можно разложить в ряд по степеням отклонений, ограничившись вторым порядком малости:

$$\begin{aligned} U = & \sum_{j=1}^6 \left(\frac{\partial U}{\partial q_j} \right) \Big|_0 (q_j - q_{j0}) + \\ & + \frac{1}{2} \sum_{j,n=1}^6 \frac{\partial^2 U}{\partial q_j \partial q_n} \Big|_0 (q_j - q_{j0})(q_n - q_{n0}), \end{aligned} \quad (8)$$

где производные вычисляются в точке (6). Не останавливаясь на вычислениях производных потенциальной энергии по индуктивностям и производных взаимных индуктивностей по координатам, отметим, что для случая, когда взаимодействующие кольца соосны, выражения для взаимной индуктивности и ее производных удается свести к линейным комбинациям полных эллиптических интегралов. С учетом малости некоторых величин разложение потенциальной энергии (8) можно записать в виде

$$\begin{aligned} U = & \sum_{i=1}^4 \left(\frac{\partial U}{\partial y_i} \frac{\partial y_i}{\partial x_1} - 2amg \right) \Big|_0 (x_1 - x_{10}) + \\ & + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 \left(\frac{\partial^2 U}{\partial y_i \partial y_n} \frac{\partial y_i}{\partial x_1} \frac{\partial y_n}{\partial x_1} + \frac{\partial U}{\partial y_i} \frac{\partial^2 y_i}{\partial x_1^2} \right) \Big|_0 (x_1 - x_{10})^2 + \\ & + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 \sum_{j=2}^5 \frac{\partial U}{\partial y_i} \frac{\partial^2 y_i}{\partial x_j^2} \Big|_0 (x_j - x_{j0})^2 + \\ & + \sum_{i=1}^4 \frac{\partial U}{\partial y_i} \frac{\partial^2 y_i}{\partial x_2 \partial x_3} \Big|_0 (x_2 - \pi/2)x_5 + \\ & + \sum_{i=1}^4 \frac{\partial U}{\partial y_i} \frac{\partial^2 y_i}{\partial x_3 \partial x_4} \Big|_0 x_3(x_4 - \pi/2). \end{aligned} \quad (9)$$

В этом разложении опущен член $U \Big|_0$, так как потенциальная энергия определяется с точностью до постоянной, а равенство нулю коэффициента в первом слагаемом представляет собой необходимое условие существование равновесия в системе. От-

сюда нетрудно найти производные U по координатам и подставить их в уравнения динамики. При этом становится очевидным, что координата $x_6 = \varphi$ в явном виде не входит в функцию Лагранжа, т. е. является циклической.

Тогда формула кинетической энергии (1) записывается следующим образом:

$$T = 2ma^2\omega^2(\dot{x}_1^2 + x_1^2\dot{x}_2^2 + \dot{x}_3^2 + \dot{x}_4^2 + \dot{x}_5^2) \quad (10)$$

в предположении, что $A = B = 4ma^2$, а дифференцирование ведется по безразмерному времени $\tau = t\omega$ (ω — характеристическая частота колебаний ЧЭ).

Выражение для потенциальной энергии (5) также запишем по-иному:

$$\begin{aligned} U &= 4ma^2\omega^2 \left[\Psi_1^2(8ma^2\omega^2L)^{-1}U_M - \frac{g}{2a\omega^2}x_1 \right] = \\ &= 4ma^2\omega^2 \left(\gamma U_M - \frac{g}{2a\omega^2}x_1 \right). \end{aligned} \quad (11)$$

Таким образом, полностью определены искомые уравнения движения чувствительного элемента датчика в безразмерном виде:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_1 &= -\gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_1^2} \Big|_0 (x_1 - x_{10}) + x_1 \dot{x}_2^2, \\ \ddot{x}_2 &= -\gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_2^2} \Big|_0 \frac{x_2 - \pi/2}{x_1^2} - \gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_2^2 \partial x_5} \Big|_0 \frac{x_5}{x_1^2} - 2 \frac{\dot{x}_1 \dot{x}_2}{x_1}, \\ \ddot{x}_3 &= -\gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_3^2} \Big|_0 x_3 - \gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_3^2 \partial x_4} \Big|_0 (x_4 - \pi/2), \quad (12) \\ \ddot{x}_4 &= -\gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_4^2} \Big|_0 (x_4 - \pi/2) - \gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_3^2 \partial x_4} \Big|_0 x_3 - \\ &\quad - (x_4 - \pi/2)\dot{x}_5^2, \\ \ddot{x}_5 &= -\gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_5^2} \Big|_0 x_5 - \gamma \frac{\partial^2 U_M}{\partial x_2^2 \partial x_5} \Big|_0 (x_2 - \pi/2) + 2 \frac{\dot{x}_4 \dot{x}_5}{x_4 - \pi/2}, \end{aligned}$$

где значение γ находится из необходимого условия существования равновесия

$$\gamma \sum_{i=1}^4 \frac{\partial U_M}{\partial y_i} \frac{\partial y_i}{\partial x_1} \Big|_0 = \frac{g}{2a\omega^2}.$$

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ И УСТОЙЧИВОСТИ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА

Так как в качестве чувствительного элемента используется осесимметричное тело, взвешенное в осесимметричном магнитном поле, динамика ЧЭ описывается системой пяти нелинейных дифференциальных уравнений 2-го порядка, в которой вследствие нецентральности магнитного взаимодействия уравнения, описывающие движение центра масс ЧЭ, взаимосвязаны с уравнениями вращатель-

ного движения.

Уравнения динамики чувствительного элемента оказываются довольно сложными. Это вызвано громоздкой формулой зависимости потенциальной энергии от обобщенных координат, взаимосвязью уравнений поступательного и вращательного движений и их нелинейностью. Получить общее решение нелинейной системы уравнений (12) при произвольных начальных условиях не представляется возможным, поэтому исследовалась динамика ЧЭ вблизи точки равновесия численными методами.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы. Поскольку рассматривается бездиссилиптивная электромеханическая система, под действием импульса ускорения возникают неизтухающие собственные колебания ЧЭ, причем на колебания по оси датчика (координата x_1) не оказывают влияния возмущения по другим координатам. Механически осевые колебания развязаны с другими модами колебаний, поэтому, если система съема информации построена таким образом, что фиксирует только смещения ЧЭ вдоль оси, задача выделения полезного сигнала значительно упрощается.

Различаются колебания и по частоте. Однако отличия не настолько велики, чтобы на этой основе разрабатывать частотные фильтры, позволяющие выделять полезный сигнал. По величине частота осевых колебаний ЧЭ, равновесие которого осуществлено при $x_1 = 1.34$, приблизительно равна $\omega_1 \approx \approx 120 \text{ c}^{-1}$ ($\nu \approx 20 \text{ Гц}$). Для того чтобы собственные колебания ЧЭ не накладывались на сигнал, подлежащий идентификации, полезный сигнал ω_c должен удовлетворять условию $\omega_c < \omega_1$. Такое условие вполне приемлемо для гравиметрических приборов, работающих как на стационарном, так и на подвижном основании.

Характер колебаний позволяет также сделать вывод о том, что положение равновесия не является неустойчивым.

Исследование устойчивости динамических систем рассматриваемого типа удобно проводить с помощью второго (или прямого) метода Ляпунова, который позволяет не только установить факт устойчивости некоторого решения нелинейной системы, но и оценить область устойчивости, качество переходных процессов и другие характеристики системы. Суть его состоит в том, что вывод об устойчивости или неустойчивости решений делается на основе исследования поведения вспомогательной функции (функции Ляпунова) вдоль решения системы. Для устойчивости положения равновесия функция Ляпунова должна быть положительно определенной и убывать или быть равной нулю вдоль решения системы [18].

Как отмечают многие авторы, построение функции Ляпунова для конкретной нелинейной системы является чрезвычайно тонким делом и зависит как от вида системы, так и от исследователя. В данном случае, поскольку исследуется консервативная электромеханическая система (взаимодействия, приводящие к диссипации энергии, не учитываются), в качестве функции Ляпунова выбрана полная энергия системы.

Очевидно, что кинетическая энергия положительно определена (см. (10)), а для положительности потенциальной энергии, записанной в квадратичной форме (9), потребуем в соответствии с критерием Сильвестра [10] выполнения неравенств

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 U}{\partial x_1^2} \Big|_0 &> 0, & \frac{\partial^2 U}{\partial x_2^2} \Big|_0 &> 0, & \frac{\partial^2 U}{\partial x_3^2} \Big|_0 &> 0, \\ \frac{\partial^2 U}{\partial x_4^2} \Big|_0 &> 0, & \frac{\partial^2 U}{\partial x_5^2} \Big|_0 &> 0, \\ \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x_2^2} \frac{\partial^2 U}{\partial x_5^2} \right)_0 - \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x_2^2 \partial x_5} \right)_0^2 &> 0, \\ \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x_3^2} \frac{\partial^2 U}{\partial x_4^2} \right)_0 - \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x_3^2 \partial x_4} \right)_0^2 &> 0. \end{aligned} \quad (13)$$

Эти неравенства представляют собой достаточные условия устойчивости равновесия (6). Основным требованием для выражения производных через полные эллиптические интегралы является совпадение осей ЧЭ и неподвижных колец. Для этого необходимо координатам $x_2 \div x_5$ придать значения (6), а положение на оси точки x_{10} зависит от электромагнитных параметров и ограничивается только конструктивными соображениями. Кроме того, для обеспечения взаимодействия свободных колец с неподвижными токи должны протекать во всех контурах. На практике это достигается следующим образом. Соосные неподвижные кольца 3 располагаются на расстоянии $2h^{(0)}$ друг от друга. Между ними соосно помещают чувствительный элемент, расстояние между кольцами которого равно $2e$, причем величина $h^{(0)} - e$ для пар колец 2 и 3 одинакова. В этом положении неподвижные кольца запитываются током заданной величины, затем все контуры переводятся в сверхпроводящее состояние, при этом потокосцепления колец оказываются «замороженными». Поскольку токи в контурах ЧЭ отсутствуют, взаимодействия чувствительного элемента с неподвижными контурами нет. Токи в контурах ЧЭ наводятся при изменении зазора $h^{(0)} - e$. Достигается это тем, что расстояние между неподвижными кольцами изменяют до величины $2h$, а положение ЧЭ остается симметричным относительно катушек 3. При этом в катушках 2 наводятся токи, и в зависимости от того, положи-

тельна величина $h - h^{(0)}$ или отрицательна, между свободными и неподвижными контурами возникают силы взаимного притяжения или отталкивания. Изменение $h - h^{(0)}$ по величине существенно влияет на характер зависимости магнитных сил от переменной x_1 . Таким образом, производные в неравенствах (13) являются функциями координаты x_1 и параметров $h^{(0)}$, h , e , но качественные изменения во взаимодействии контуров происходят лишь при изменении разности $h - h^{(0)}$. Поэтому в дальнейшем параметрам $h^{(0)}$ и e придадим конкретные значения: $h^{(0)} = 1, 2$; $e = 1, 0$, а область устойчивости найдем для переменных x_1 и $h - h^{(0)}$.

Формулы для вторых производных (13) позволяют определить изменения магнитного взаимодействия при малых отклонениях системы от положения равновесия. Например, производную $\partial^2 U / \partial q_i \partial q_j$ можно трактовать как обобщенную силу $\partial U / \partial q_i$, появляющуюся в результате изменения координаты q_j (или наоборот, силу $\partial U / \partial q_j$ при изменении координаты q_i). На участках, где вторая производная $\partial^2 U / \partial q_i^2$ положительна, с увеличением q_i увеличивается сила, направленная против действующего возмущения, т. е. система устойчива по данной координате. На координаты, взаимосвязанные посредством смешанной производной, накладываются дополнительные условия (последние два неравенства в (13)).

Область устойчивости показана на рис. 3, а на рис. 4 приведены зависимости осевых магнитных сил, взятых с обратным знаком, от координаты x_1 при указанных значениях $h - h^{(0)}$: кривые 1 — магнитные силы, учитывающие взаимодействие верхней катушки 2 с неподвижными токами; кривые 2 — силы, действующие на нижнюю катушку 2; кривые 3 — результирующая сила, действующая на ЧЭ со стороны неподвижных контуров. На рисунках заштрихованы области, где выполняются достаточные условия устойчивости равновесия (6).

Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод, что предлагаемая конструкция датчика улучшает характеристики подвеса, основанного на взаимодействии двух сверхпроводящих контуров. Наличие жесткой связи между кольцами чувствительного элемента ослабляет ограничения, связанные с неустойчивостью по углу между осями ЧЭ и неподвижных колец, т. е. зазор между взаимодействующими кольцами может быть сколь угодно малым.

В предлагаемом датчике для отдельно взятого кольца чувствительного элемента характер взаимодействия остается таким же, как и для изолированной пары контуров [13], но зависимость результирующей силы, действующей на ЧЭ, от смещения по x_1 монотонна, причем $\partial^2 U / \partial x_1^2 > 0$ при всех допу-

сказанных конструкцией значениях x_1 (рис. 4, а, б), т. е. при $h < x_1 < 2h - e$. Увеличение h ведет к расширению области устойчивости, однако для каждого h^0 существует некоторое значение h (в данном случае $h \approx 1.35$), выше которого внутри появляется область неустойчивых положений равновесия, т. е. превалирует закон дипольного взаимодействия.

Решающую роль в формировании области устойчивости играет факт появления силы отталкивания между кольцами. В области $h - h^{(0)} < 0$, где силы отталкивания действуют при любых смещениях ЧЭ, устойчивых положений равновесия вообще не существует.

Представленные на рис. 4 графики зависимости сил, действующих на ЧЭ, от смещения x_1 несут информацию и о чувствительности магнитного подвеса к изменению внешних (гравитационных) сил. При выполнении определенных условий подвес мо-

жет обладать нулевой жесткостью в точке $x_1 - h = 0$ (рис. 4, в), т. е. появление минимального возмущения может вызвать значительное смещение ЧЭ. Можно сказать, что подвес в этой точке имеет практически неограниченную чувствительность, а ограничения на чувствительность датчика в целом накладываются в первую очередь средствами съема информации (в данном случае СКВИДом). Но для реализации столь высокой чувствительности необходимо, чтобы рабочая точка гравиметрического датчика занимала именно положение $x_1 - h = 0$, для чего постоянная составляющая гравитационного поля должна быть скомпенсирована. Поэтому наиболее благоприятные условия для эксплуатации гравиметров такого типа создаются на борту спутника, где сила гравитации уравновешивается центробежной силой.

АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В ГРАВИТАЦИОННЫХ ДАТЧИКАХ

Общая схема обработки сигналов гравитационного датчика включает в себя последовательное решение следующих задач: фильтрация (выделение полезного сигнала); классификация (распознавание типа исследуемых объектов); прогнозирование сигналов; оценка параметров объектов.

В качестве элементов классификации или прогноза могут быть выбраны существенные независимые признаки гравитационного сигнала, достоверно характеризующие зондируемые объекты. Эти признаки могут нести информацию о возможных местах залежей полезных ископаемых, представляют интерес для отработки геофизических методик поиска углеводородных ресурсов, геодинамических исследований и обнаружения геологических опасностей.

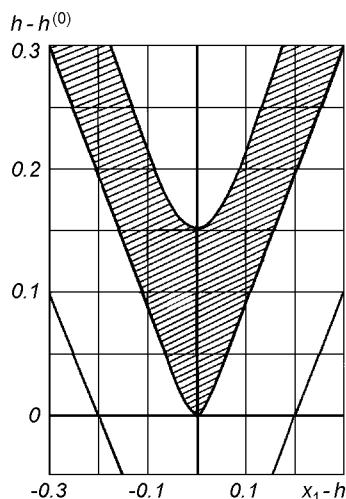


Рис. 3. Область устойчивых положений равновесия ЧЭ датчика (заштрихована)

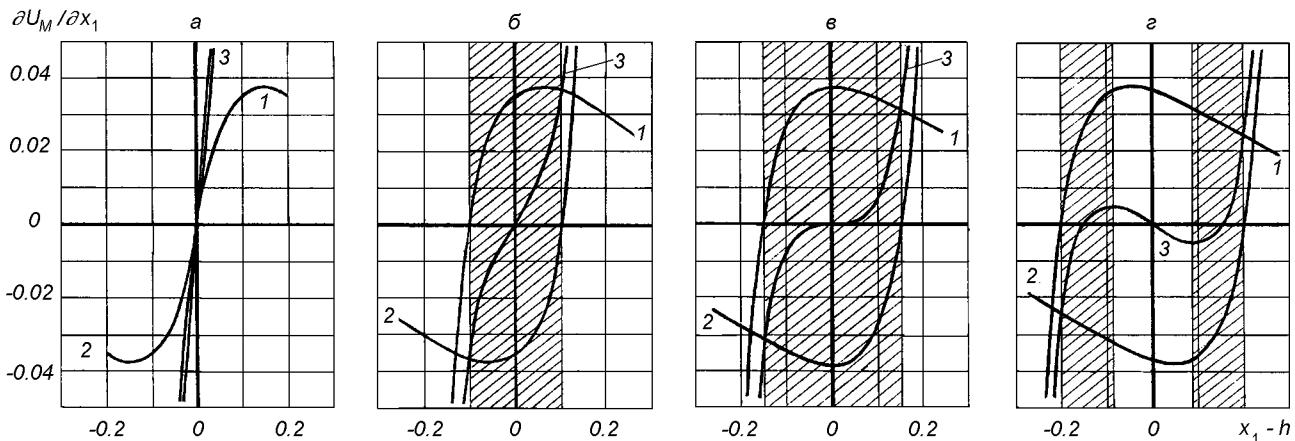


Рис. 4. Графики зависимостей магнитных сил, действующих на ЧЭ, от смещений ЧЭ по оси чувствительности: а — для $h - h^{(0)} = 0$, б — 0.1, в — 0.15, г — 0.2

Проблема выделения полезных сигналов, действующих на макроскопическое пробное тело была предметом многих исследований [1, 5, 19]. Однако задачи оценивания слабых гравитационных возмущений в условиях действия различных шумов, действующих на пробное тело в магнитной потенциальной яме до настоящего времени достаточно не исследовались. На левитирующее пробное тело криогенного датчика действуют различные виды шумовых воздействий (вибрации, ускорения, обратное влияние измерителя смещений, упругие свойства чувствительного элемента, перемещения сторонних массивных тел и т. д.) [29]. Дополнительное шумовое воздействие вызвано СКВИДом, измеряющим смещение пробного тела. Этот вид шумовых воздействий детально описан в работе [17]. При измерении силы тяжести на борту самолета на показания гравиметра влияют возмущения в виде наклонов и ускорений гироплатформы. Задача выделения гравиметрического сигнала предусматривает введение поправок, учитывающих наклоны и ускорения основания гравиметра (эффект Этвеша, кросс-каплинг и др.) и фильтрацию Δg из остаточных флюктуаций инерциальных ускорений.

В аэрогравиметрии метод фильтрации не решает задачу отделения полезного сигнала от помехи, так как высокая скорость самолета по сравнению с морскими судами делает гравитационные аномалии более высокочастотными, а низкочастотный характер изменения высоты полета обусловливает инерциальный шум, который практически неотделим по частоте от изменений силы тяжести [21].

Мы предполагаем, что выходной сигнал СКВИДа после аналого-цифрового преобразования поступает на процессор для последующей обработки. Вследствие неточности аналого-цифрового преобразования результирующий сигнал в сигнальном процессоре дополнительно подвергается шумам квантования. Поэтому проблема цифровой обработки выходного сигнала датчика является весьма сложной и требует привлечения современных методов фильтрации. В настоящее время разработано большое число таких методов для сигналов с априори не известными параметрами [9–11]. Детальный анализ проблемы цифровой обработки показал, что высокая точность оценивания параметров сигнала может быть обеспечена комплексным применением пространственно-временных компенсаторов шумов [30] и цифровых адаптивных фильтров. В данном разделе основное внимание уделено последней из указанных задач: адаптивному оцениванию зашумленного сигнала, позволяющему получить оценку минимально обнаружимого сигнала сверх ранее достигнутой границы.

Пусть на выходе гравитационного датчика имеется

ся аддитивная смесь полезного сигнала и помехи со спектральной плотностью

$$S(w) = S_r(w) + S_s(w), \quad (14)$$

где

$$S_r(w) = Q^2 \prod_{i=1}^{m_1} (\omega^2 + a_i^2) / \prod_{i=1}^{m_2} (\omega^2 + p_i^2), \quad (15)$$

$$S_s(w) = R^2 \prod_{i=1}^{m_3} (\omega^2 + b_i^2) / \prod_{i=1}^{m_4} (\omega^2 + c_i^2), \quad (16)$$

$m_1 \leq m_2 - 2$, $N = m_2 + m_3 - m_1 - m_4 > 0$; Q и R — ограниченные параметры, подлежащие оценке; a_i , p_i , b_i , c_i — комплексные числа, обеспечивающие ограниченность дисперсии $r(t)$ и $s(t)$.

Пусть $\hat{y}(t)$ — сигнал на выходе адаптивного фильтра. Тогда передаточная функция W адаптивного фильтра, которая обеспечивает минимум средней квадратичной ошибки

$$I = \min M[r(t) - \hat{y}(t)]^2 \quad (17)$$

и удовлетворяет условиям: совпадает с передаточной функцией оптимального фильтра при больших значениях отношения Q/R ; незначительно отличается от передаточной функции оптимального фильтра при других по сравнению с единицей значениях отношения Q/R .

Передаточная функция фильтра определяется в соответствии с общей теорией фильтрации Колмогорова—Винера [9, 10] выражением

$$W(j\omega) = \frac{Q/R}{\prod_{i=0}^{N/2-1} \left[(j\omega)^2 + 2\sqrt{\frac{Q}{R}} \cos\left(\frac{\pi}{2N} + \frac{\pi}{N}\right) i \right] j\omega + \sqrt{\frac{Q^2}{R^2}}}.$$

Оценивание уровня полезного сигнала $r(t)$ состоит в формировании функции

$$\varphi = \begin{cases} V(t^*) + k_0(t - t^*), & \text{при } q_1 > 0, \\ \max_{t \in (t^* - \Delta t, t^*)} |V(t)|, & \text{при } q_1 < 0, q_2 > 0, \\ |V(t^*)| - k_1(t - \Delta t - t^*), & \text{при } q_1 > 0, \end{cases} \quad (19)$$

где t^* — момент времени, в который выполняются соотношения

$$V(t^*) = \max_{t \in (t^* - \Delta t, t^*)} |V(t)|, \quad V(t) = r(t) + s(t), \\ k_0, k_1 \geq \max |\dot{r}(t)|, \quad (20)$$

$$\Delta t = 2\pi \int_{-\infty}^{\infty} f_r(w) dw / \int_0^{\infty} w f_r(w) dw, \quad (21)$$

$$\begin{aligned} q_1(t) &= |V(t)| - |V(t^*) + k_0(t - t^*)|, \quad t > t^*, \\ q_2(t) &= |V(t) - \Delta t| - |V(t) - k_1(t - t^* - \Delta t)|, \\ t &> t^* + \Delta t \end{aligned} \quad (22)$$

и вычисления разности

$$Q = \varphi(t) - \psi. \quad (23)$$

Здесь ψ определяется выражением

$$\begin{aligned} k_1 \left[1 - \frac{\Delta t}{2\pi} \left(\frac{\lambda_2}{\lambda_0} \right)^{1/2} \exp \left(- \frac{\psi^2}{2\lambda_0} \right) \right] &= k_0 \left[1 - \Phi \left(\frac{\psi}{\lambda_0} \right) \right], \\ \lambda_{2i} &= \int_0^\infty w^{2i} S_s(w) dw, \quad i = 0, 1, \end{aligned}$$

$\Phi(\psi/\lambda_0)$ — стандартная нормальная функция распределения.

Оценивание уровня помех осуществляется одним из известных методов.

Дополнительные возможности в оценивании сигналов появляются при введении в датчик управляющей подсистемы [29, 30]. Модельный вариант управляемого гравиметрического датчика рассмотрен специалистами Института кибернетики в серии докладов [11, 14, 29]. С 1990 г. исследования были направлены на решения задач адаптивного оценивания влияний на пробное тело и разработку алгоритмов обработки сигналов. Это позволяет использовать дуальный подход и известный принцип инвариантности в автоматике [15] для обеспечения более высокой точности и помехоустойчивости датчика. Оценивание параметров неизвестного гравитационного возмущения осуществляется на основе алгоритма моделирования обратной модели динамики левитирующего пробного тела датчика с последующим использованием методов адаптивного оценивания. Один из вариантов такого подхода реализован в работе [11].

Численное моделирование подтвердило инвариантность математической модели оценивания к шуму с ограниченным сверху спектром и стационарного шума с неизвестными параметрами спектральной плотности. Установлена инвариантность к возмущениям импульсного характера, исследована нелинейная динамика процессов измерения и выявлена стохастичность измерителя смещения пробного тела, обусловленная процессом перезарядки джозефсоновского контакта через нормальное сопротивление в гистерезисном режиме. Проведена цифровая фильтрация модельных реализаций гравитационного сигнала. Получены оценки минимально обнаружимого сигнала, позволяющие надеяться на возможность проведения некоторых экспериментов фундаментального характера при условии реализации адаптивной системы оценивания: проверка

принципа эквивалентности в теории относительности, выявление гравитационных волн и т. д. Дальнейшее повышение чувствительности можно реализовать оптимизацией процесса измерения на основе методов [2] и реализацией механизма стохастичности в динамике левитирующего пробного тела.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной работе представлены некоторые из полученных авторами теоретических результатов, положенных в основу при создании криогенных гравиметрических приборов нового типа. Разработана и исследована математическая модель чувствительного элемента одной из модификаций такого гравиметрического датчика, алгоритмы адаптивной компенсации шумов и обработки сигналов. К преимуществам датчика следует отнести высокую чувствительность, помехоустойчивость, сохранение работоспособности при больших перегрузках, высокую стабильность нуль-пункта и др.

Предложена новая конструкция датчика, исследована устойчивость его пробного тела на основе второго метода Ляпунова, который позволил также оценить область устойчивости. Показано, что положение равновесия чувствительного элемента устойчиво при условии, что между катушками действуют только силы притяжения.

Использование методических основ и алгоритмов обработки сигналов гравиметрического датчика позволяют решать основные задачи выделения полезного сигнала на фоне шума в предположении неизвестности параметров спектральной плотности. Показана возможность дальнейшего совершенствования системы обработки сигналов на основе использования дуального подхода, принципа инвариантности и решения обратной задачи динамики.

В целом полученные результаты показали принципиальную возможность создания адаптивного криогенного гравиметрического датчика. Такой датчик может быть использован в ракетно-космической отрасли, при выполнении перспективных работ по проектам «Попередження» и «Геодинамика», при анализе сейсмических явлений, поиске полезных ископаемых и космической сенсорике.

1. Брагинский Б. В. Физические эксперименты с пробными телами. — М.: Наука, 1970.—136 с.
2. Бутковский А. Г., Самойленко Ю. И. Управление квантовомеханическими процессами. — М.: Наука, 1984.—256 с.
3. Веркин Б. Н., Менде Ф. Ф., Трубицин А. В. и др. Сверхпроводящий гравиметр // Тр. Всесоюз. совещ. по физике низких температур: Тез. докл. Киев, 1974. — Киев: Наук. думка, 1974.—С. 237—238.
4. Веряскин А. В., Крысанов В. А., Монахов Е. А. Сверхпроводящий гравиметр для прецизионных гравиинерциальных

- измерений // Современные теоретические и экспериментальные проблемы теории относительности и гравитации. — М., 1984.—С. 280.
5. Вик Д. Проблема измерения // Успехи физ. наук.—19...—101, № 2.—С. 303—329.
 6. Гравиразведка: Справочник геофизика / Под ред. Е. А. Мудрецовой. — М.: Недра, 1990.—320 с.
 7. Диценко А. Н., Самойленко Г. М., Кузнецов С. И. Криогенный гравиметр // Метрология в гравиметрии. — Харьков, 1980.—С. 65—66.
 8. Долговременная стабильность гравиинерциальных приборов / Под ред. И. А. Маслов. — М.: Наука, 1979.—117 с.
 9. Загарий Г. И., Шубладзе А. М. Синтез систем управления на основе критерия максимальной устойчивости. — М.: Энергоатомиздат, 1988.—104 с.
 10. Калман Р., Фауб П., Арбиг М. Очерки по математической теории систем. — М.: Мир, 1981.—400 с.
 11. Кнопов П. С., Яценко В. А. Оценивание неизвестных параметров почти периодического сигнала по управляемым билинейным наблюдениям // А и Т.—1992.—№ 3.—С. 65—73.
 12. Козорез В. В., Колодеев И. Д., Крюков М. И. и др. О потенциальной яме магнитного взаимодействия идеальных токовых контуров // Докл. АН УССР. Сер. А.—1976.—№ 3.—С. 248—249.
 13. Козорез В. В. Чеборин О. Г. Об устойчивости равновесия в системе двух идеальных токовых колец // Докл. АН УССР. Сер. А.—1977.—№ 1.—С. 80—81.
 14. Козорез В. В., Яценко В. А. Дифференциальновекторные методы анализа нелинейных управляемых цепей с контактом Джозефсона // Междунар. конф. по теорет. электротехнике: Тез. докл. — М.: Наука, 1985.—С. 87—88.
 15. Кухтенко А. И. Проблема инвариантности в автоматике. — Киев: Гостехиздат УССР, 1963.—376 с.
 16. Левицкая З. Н. Теоретическая модель инерциальной помехи в аэрогравиметрии // Гравиметрические и магнитные исследования. — М., 1989.—С. 50—59.
 17. Лихарев К. К., Ульрих Б. Т. Системы с джозефсоновскими контактами. Основы теории. — М.: Изд-во МГУ, 1978.—447 с.
 18. Малкин И. Г. Теория устойчивости движения. — М.: Физматгиз, 1966.—240 с.
 19. Менский М. Е. Группа путей: измерения, поля, частицы. — М.: Наука, 1983.—320 с.
 20. Михалевич В. С., Козорез В. В., Ращкован В. М. и др. «Магнитная потенциальная яма» — эффект стабилизации сверхпроводящих динамических систем. — Киев: Наук. думка, 1991.—335 с.
 21. Пантелеев В. Л. К задаче измерения силы тяжести на борту самолета // Гравиметрические и магнитные исследования. — М., 1989.—С. 60.
 22. Парс Л. А. Аналитическая динамика. — М.: Наука, 1971.—636 с.
 23. Повторные гравиметрические наблюдения: Результаты теоретических исследований и наблюдений на полигонах. — М., 1983.—133 с.—(Сб. науч. тр. Межведомств. геофизич. комитета при Президиуме АН СССР).
 24. Повторные гравиметрические наблюдения: Вопросы теории и результаты. — М., 1984.—143 с.—(Сб. науч. тр. ВНИИГеофизика).
 25. Попов Е. И. определение силы тяжести на подвижном основании. — М.: Наука, 1967.—218 с.
 26. Попов Е. И., Кочетков Б. М. Упругая система морского гравиметра // Аппаратурные и опытно-методические работы по москвой гравиметрии. — М.: Наука, 1973.—С. 6—32.
 27. Роуз-Инс А., Родерик Е. Введение в физику сверхпроводимости. — М.: Мир, 1972.—272 с.
 28. Чеборин О. Г. Математическая модель датчика гравиинерциальных приборов // Кибернетика и вычислительная техника.—1994.—Вып. 103.—С. 89—96.
 29. Яценко В. А. Адаптивное оценивание воздействий на макроскопическое тело в управляемой потенциальной яме // Кибернетика.—1989.—№ 2.—С. 81—85.
 30. Яценко В. А. Методы фильтрации и обработки биомагнитных сигналов в условиях влияния шумовых факторов. — Киев, 1991.—25 с.—(Препринт / АН УССР, Ин-т кибернетики им. В. М. Глушкова; № 91-9).
 31. Fujimoto H., Tomoda Y. Superconducting gravimeter of novel design // J. Geod. Soc. Jap.—1980.—26, N 2.—P. 75—81.
 32. Proceeding of the General Meeting of the International Association of Geodesy (Tokyo, May 7—15, 1982)/ Ed. Nakagawa Ichiro e. a. — Kyoto; Local Organ Comm. Gen. Meet.—IAG, 1982.—734 p.
 33. Prothero W., Goodkind J. Superconducting gravimeter // Rev. Sci. Instrum.—1968.—39, N 9.—P. 1257—1262.
 34. Tuman V. Cryogenic gravity meter // Proc. 12-th Int. Conf. Low Temp. Phys., Kyoto, 1970. — Tokyo, 1971.—P. 859—861.

CRYOGENIC SENSOR FOR GRAVIMETRIC DEVICES

O. G. Cheborin and V. A. Yatsenko

Certain results of theoretical investigations are considered for their application to the creation of a highly sensitive superconducting gravity sensor. We have studied the mathematical model of the sensor, the dynamics and equilibrium of the sensitive element, and its design. Algorithms are proposed for the preprocessing and filtration of signals.

УДК 581.1:581.143

Тропічні епіфітні орхідеї — об'єкт дослідження космічної ботаніки та елемент дизайну кабіни космічних кораблів і орбітальних станцій

Т. М. Черевченко, Н. В. Займенко

Центральний ботанічний сад ім. М. М. Гришка НАН України, Київ

Надійшла до редакції 09.03.98

Попередніми дослідженнями доведено, що епіфітні види орхідів більш стійкі при тривалому перебуванні на орбітальній станції, ніж наземні види. Модельні досліди показали, що в умовах тривалого кліностатування активність нативних стимуляторів росту — вільних ауксинів та гіберелінів у епіфітних орхідей змінюється менше, ніж у наземних, і, очевидно, разом з послабленою геотропічною реакцією є однією з причин їхньої стійкості в умовах мікрогравітації. Крім цього, встановлено, що орхідеї з моноподіальним типом галуження пагонової системи менш стійкі в умовах невагомості, ніж симподіальні види.

Вивчення особливостей росту та розвитку рослин в умовах невагомості викликає як загальнобіологічний інтерес, так і має велике практичне значення для здоров'я людини, що тривалий час перебуває в екологічно замкнuttій системі, її естетичного задоволення та психологічного комфорту.

Наши багаторічні досліди показали, що тропічні орхідеї, завдяки біологічним особливостям, закладеним в їхньому геномі, є перспективним об'єктом для досліджень в умовах космічного польоту. Слід зазначити, що епіфітні види орхідей, які, як правило, ростуть на бідному субстраті, задовольняються невеличкими скопиченнями гумусу. Наявність туберидів та м'ясистих листків з потовщеною кутикулою, в яких накопичуються запаси вологи та поживних речовин, дозволяє багатьом видам епіфітних орхідей добре переносити посуху і обходиться без поливу до трьох тижнів. Оптимальна температура для їхнього росту і розвитку приблизно відповідає такій, що є комфортною для людини. Суттєвим моментом є те, що при епіфітному способі життя корені орхідей мають ослаблену геотропічну реакцію завдяки гідро- та хемотропізмам,

тому закріплюються на корі дерев, в її тріщинах і дуплах в будь-якому напрямку.

Для епіфітних орхідей характерна також стійкість хлорофілу до темноти. Навіть через чотири тижні перебування ряду видів орхідей в цілковитій темряві хлорофіл зберігався (правда, в менший кількості) і досить швидко відновлювався на світлі. Це питання важливе в зв'язку з тим, що повна темрява обов'язково супроводжує рослини при виході на орбіту та розгрузці корабля. Крім того, пилок орхідей, зібраний в полінії, склесний вісціном, тобто не може розсипатися і викликати алергію у космонавта.

Наши дослідження в галузі космічної ботаніки розпочалися в 1979 р., а в 1980 р. оранжерея «Малахіт-2» з чотирма касетами з орхідеями була виведена на орбіту в космічному кораблі «Союз-36» і розміщена на орбітальній станції «Салют-6». В касеті були висаджені орхідеї у фазі вегетації, бутонізації та цвітіння. Субстратом служив синтетичний матеріал на основі йонаобмінної смоли. Інтенсивність освітлення в середній частині оранжерей становила 1500 лк, температура 18—28 °C,

відносна вологість повітря 50—60 %. Дві касети з рослинами після 60 діб перебування на борту повернулись з експедицією на Землю, замість них тією самою експедицією були доставлені з орхідеями нові. Через 171 добу на Землю була спущена оранжерея з усіма касетами. Таким чином, досліджувались орхідеї після 60-, 110- та 171-добового перебування на орбіті. Контролем були однорідні орхідеї в мікрооранжерей «Малахіт», яка знаходилася на Землі в камері штучного клімату. Параметри освітлення, вологості, фотoperіоду були близькими до тих, що на орбітальній станції. Крім того, однорідні рослини в теплицях були прийняті за норму.

Догляд за рослинами в польоті та фенологічні спостереження проводились космонавтами В. В. Рюміним та Л. І. Поповим. Дані свідчать про те, що рослини без видимих змін перенесли перевантаження при виході корабля на орбіту. Суцвіття та квітки повністю зберегли декоративність, але період цвітіння значно скоротився, пуп'янки так і не розкрилися, зів'явши. В подальшому вегетація цих рослин продовжувалася. Дослідження рослин після повернення на Землю показали, що найбільш витривалими виявилися рослини епідендрума укоріненого, вони не тільки зберегли декоративність, але й дали помітний приріст осьового пагона з нормальню розвинутими листками, повітряними коренями та двома боковими пагонами (рис. 1). Але інтенсивність ростових процесів була значно нижчою від контрольних.

Анатомічні дослідження показали, що в умовах космічного польоту процеси диференціації тканин пагонів та коренів проходили без особливих порушень. Лише відбулося деяке зменшення розмірів клітин і помітна редукція паренхімних тканин, що привело до зменшення діаметра пагонів та повітряних коренів. Товщина листкової пластинки також зменшувалася за рахунок паренхіми. Зменшувалися і розміри епідермальних клітин, що привело до збільшення продихів на одиницю поверхні листка.

Після повернення на Землю в епідендрума спостерігалося повне гальмування росту верхівкових пагонів, і тільки через 55—65 днів з'явилися молоді бокові пагони та повітряні корені. В подальшому ріст та розвиток рослин епідендрума не відрізнявся від контрольних. У дорітіса уже на другий день після приземлення із пазухи листка, який знаходився над основою старого квітконоса, з'явився слідуючий квітконіс, а через місяць новий листок та повітряні корені. Інтенсивність наростання квітконоса і листка була в два рази більша ніж в контролі, але період від появи квітконоса до цвітін-

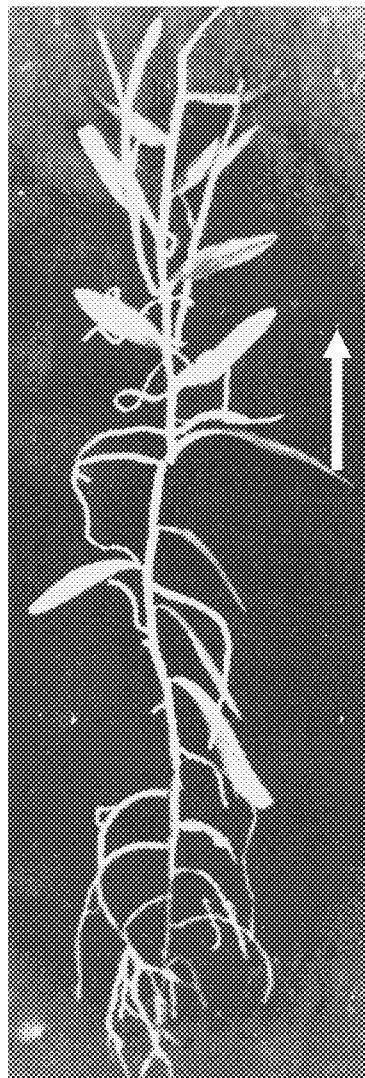


Рис. 1. *Epidendrum radicans* після 171-добового польоту. Верхня частина пагона — приріст у космосі

ня скоротився з 98 до 45 діб порівняно з контролем. Висота квітконоса, діаметр квітки, довжина квітконіжки виявилися на 25 % меншими, ніж у контрольних. В наступні роки біоритми, феноритми та параметри дослідних рослин збігалися з контрольними.

МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИ

У зв'язку з тим, що в подальшому не було можливості проводити дослідження на орбітальній станції, ми постійно проводили їх на кліностатах при швидкості 3 об/хв, освітлення цілодобове — 1700 лк,

температура повітря 20—22 °C, вологість 50—60 %. Рослини вирощували на штучних волокнистих субстратах з додаванням добрив пролонгованої дії. Контрольні рослини знаходилися поряд з кліностатом, в теплицях рослини бралися за норму.

Основна мета досліджень — виявити функціональні порушення фітогормональної системи у тропічних орхідних різної морфологічної структури. Об'єктами досліджень були види тропічних та субтропічних орхідей різних екотипів та морфологічної структури: епіфіти з моноподіальним типом галуження — *Angraecum distichum Lindl.*, *Vanda watsoni Rolfe*, *Vanda hybrida hort.*; з симподіальним типом галуження — *Bulbophyllum falcatum Lindl.*, *Doritis pulcherrima Lindl.*, *Dendrobium phalaenopsis Fitzq.*, *Epidendrum rigidum Jacq.* та наземні види: з симподіальним типом галуження — *Zygopetalum mackai*, *Paphiopedilum insigne*, *Stenorhynchus speciosus*, а також *Cymbidium hybrida hort.*, в селекції якого приймали участь як епіфітні, так і наземні види. Визначення активності вільних аук-

синів і гіберелінів проводили за допомогою хроматографії з використанням тестових культур [2—4].

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ МІКРОГРАВІТАЦІЇ

Вивчення впливу штучно створених умов мікрогравітації на фітогормональні сполуки сприяє глибшому пізнанню біології рослин, їхнього ступеня витривалості і пристосованості. Дослідами минуліх років [5] було встановлено, що епіфітні види орхідей виявилися більш стійкими у тривалому перебуванні на орбітальній станції, ніж наземні види цієї родини. Модельні експерименти на горизонтальному кліностаті показали, що внаслідок тривалого кліностатування активність нативних стимуляторів росту — вільних ауксинів і гіберелінів — у епіфітних видів змінюється менше, ніж у наземних, що, мабуть, поряд з ослабленою геотропічною реакцією є однією з причин їхньої витривалості в умовах мікрогравітації.

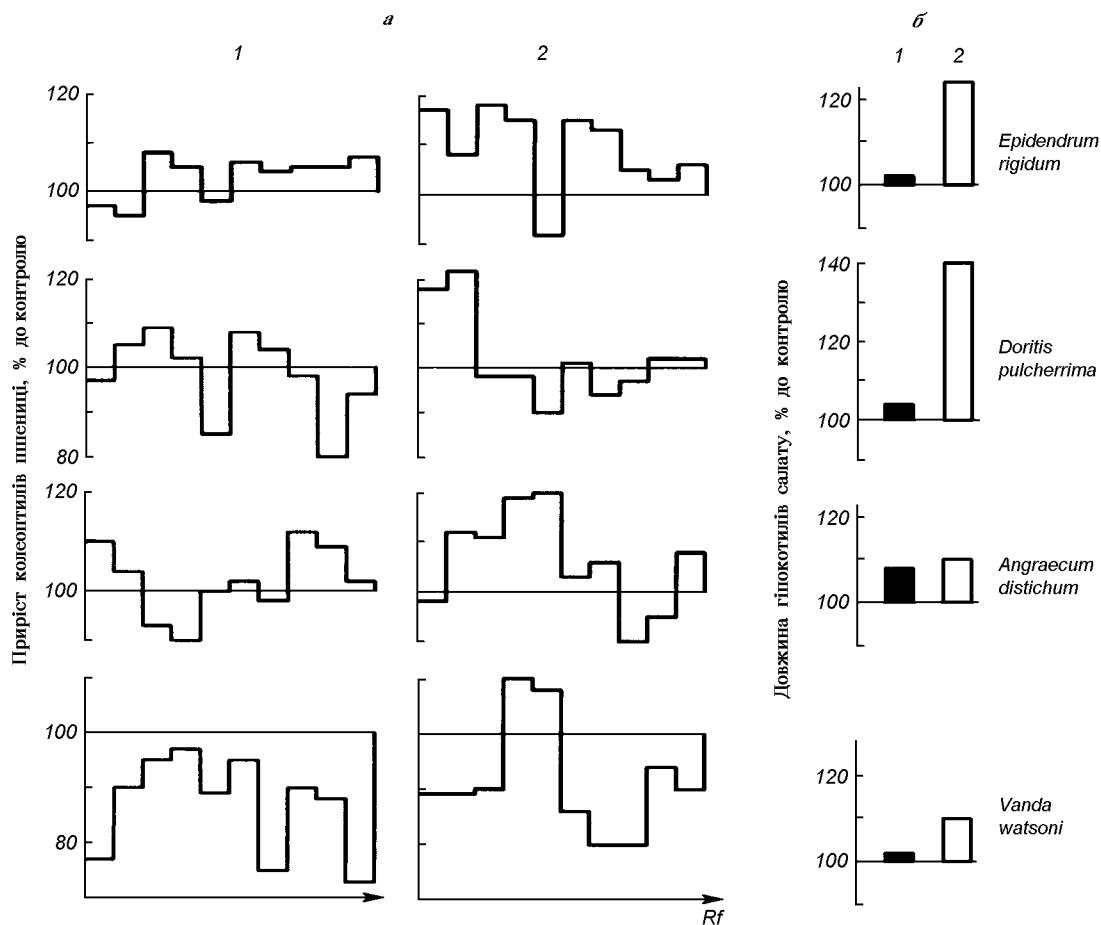


Рис. 2. Активність вільних ауксинів (а) і гіберелінів (б) в листках орхідей: 1 — рослини після 2-місячного кліностатування, 2 — контрольні рослини

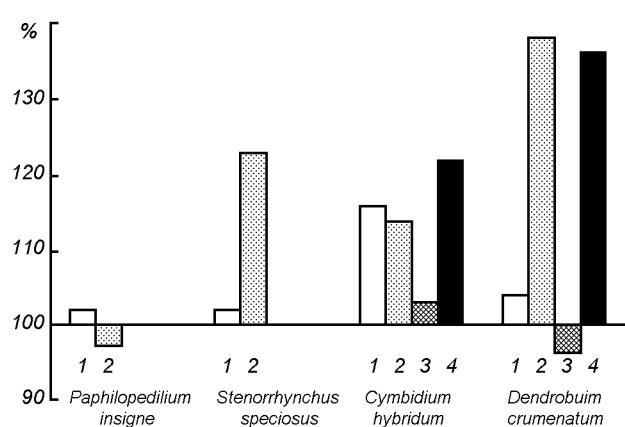


Рис. 3. Активність вільних гіберелінів в вегетативних органах орхідей після 2-місячного кліностатування. Листки: 1 — дослід, 2 — контроль; тубериди: 3 — дослід, 4 — контроль

Зважаючи на те, що у багатогранному взаємозв'язку процесів життедіяльності рослин важливу роль відіграють нативні регулятори росту, які впливають на їхній ріст, розвиток, морфогенез та регенерацію, вивчали активність ауксинів, гіберелінів та фенольних сполук у орхідних з моноподіальним (ангекум, ванда) та симподіальним (епідендрум, дорітіс) типом галуження пагонової системи. Продовженими дослідами виявлено суттєву різницю у балансі рістактивуючих та рістгальмуючих сполук у рослин. У наземній масі орхідей з різним типом галуження показало, що кліностатування спричиняє зниження активності цих сполук у всіх дослідних видів, однак у більшій мірі — у видів з моноподіальним типом галуження (рис. 2). Слід зазначити, що дуже низька активність вільних гіберелінів спостерігалась у цих видів навіть в контролі. Очевидно, це було однією з причин, що такі види, перебуваючи тривалий час на орбі-

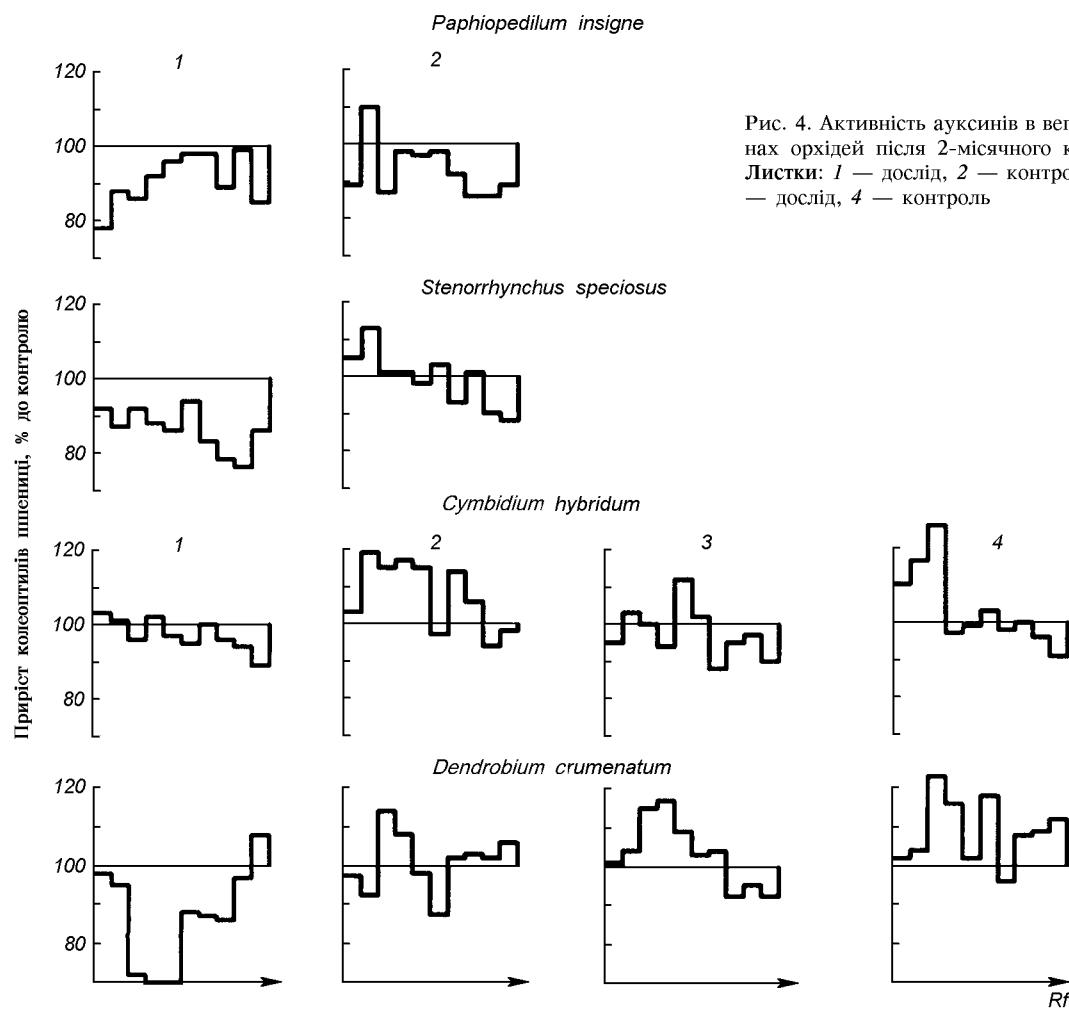


Рис. 4. Активність ауксинів в вегетативних органах орхідей після 2-місячного кліностатування. Листки: 1 — дослід, 2 — контроль; тубериди: 3 — дослід, 4 — контроль

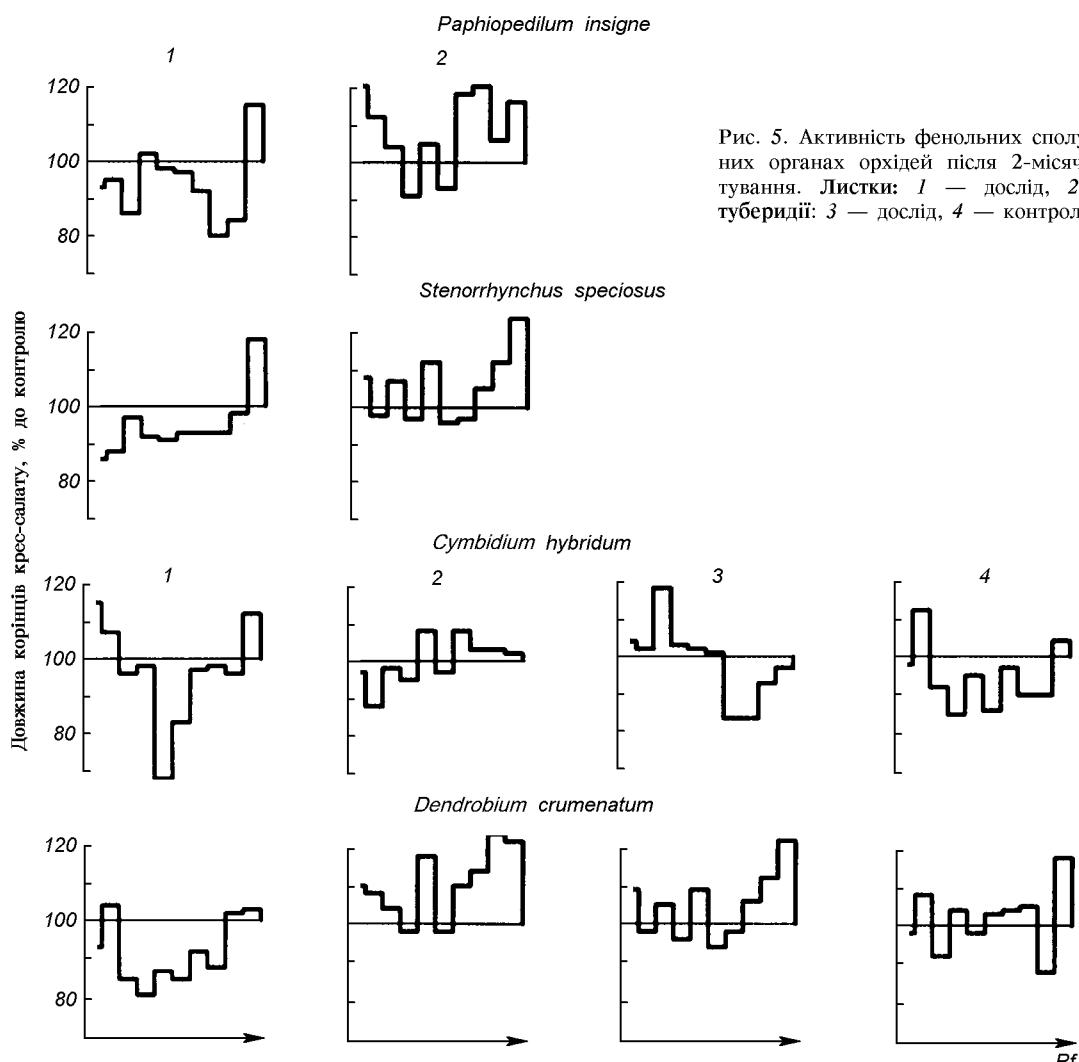


Рис. 5. Активність фенольних сполук в вегетативних органах орхідей після 2-місячного кліностатування. Листки: 1 — дослід, 2 — контроль; туберидії: 3 — дослід, 4 — контроль

тальній станції «Салют» у 1980 р., загинули, тоді як симподіальні види вижили.

Що ж до рослин з різною морфологічною будовою пагона, то ми зупинили свій вибір на видах з вкороченим стеблом (пафіопеділюм, стенорінхус) і таких, що мають потовщене стебло — туберидій, який є запасаючим органом (цимбідіум, дендробіум). Відомо, що запасаючі органи у певні фази розвитку рослин стають атрагуючими центрами, до яких надходять асиміляти. Ряд дослідників вважають, що носіями такого запиту є фітогормони [1, 6]. Зважаючи на це, можна припустити, що рослини, які мають у резерві ростові і живильні сполуки, будуть більш стійкими в екстремальних умовах ніж ті, що не мають такого резерву. Встановлено, що кліностатування негативно вплинуло на вміст гіберелінів в листках і туберидіях дослідних видів.

Слід зазначити, що в листках контрольних рослин на час проведення досліду (січень, лютий)

активність цих сполук була також низькою, хоча у туберидіях контрольних рослин вміст вільних гіберелінів був досить високий (рис. 3). Таку ж закономірність ми спостерігали і при визначенні активності ауксинів у дослідних видів. Після двомісячного кліностатування в листках всіх чотирьох видів вона знизилась настільки, що застосованим нами методом ми не спостерігали стимуляторів росту індольної природи, натомість з'явилися інгібітори росту. В той же час активність ауксинів в туберидіях знизилась значно менше і залишалась досить високою, особливо в туберидіях дендробіума (рис. 4).

В листках дослідних рослин, за винятком цимбідіуму, знайдено досить сильні стимулятори росту фенольної природи. Під впливом мікрогравітації їхній вміст значно знизився, натомість з'явилися інгібітори (рис. 5). В туберидіях не виявлено чіткої залежності впливу мікрогравітації на вміст феноль-

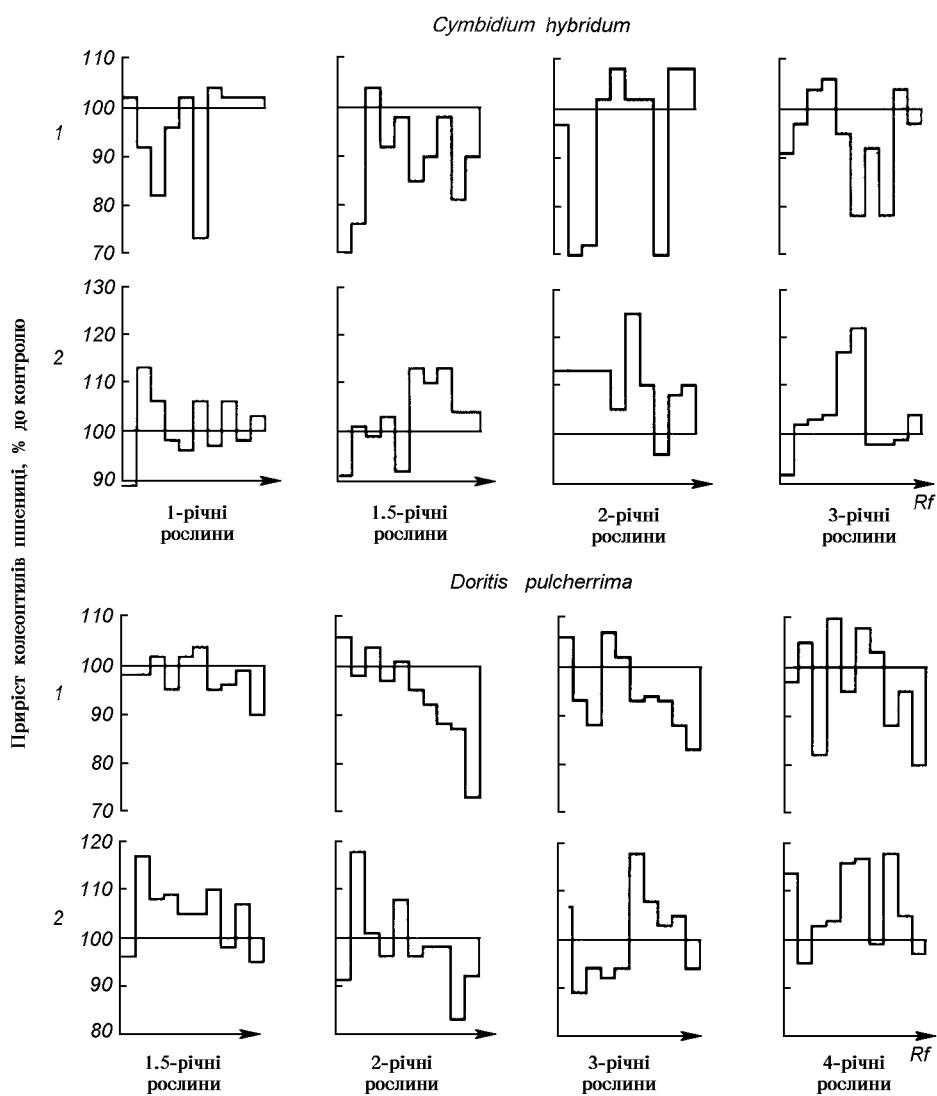


Рис. 6. Активність ауксинів в листках різних за віком рослин *Cymbidium hybridum* і *Doritis pulcherrima*: 1 — дослід, 2 — контроль

них сполук, взагалі активність стимуляторів і інгібіторів росту фенольної природи в цих органах як дослідних, так і контрольних рослин була невисокою.

Для вивчення впливу штучно створених умов мікргравітації на активність рістрегулюючих сполук в листках орхідей різних за віком були відіbrane мериєстемні рослини цимбідіума у віці 1, 1.5, 2 і 3 років та дорітіса у віці 1.5, 2, 3 і 4 років. В ході експерименту встановлено, що на різних етапах розвитку обох видів орхідних активність ауксинів була досить низька, під дією мікргравітації вона ще більше знизилася. Чим старшими за віком були

контрольні рослини, тим більше в їхніх листках накопичувалось ауксинів і найвища їхня активність спостерігалась в листках 3- і 4-річних рослин. Разом з тим після 2-місячної дії мікргравітації сполуки з ауксиновою активністю зникали (а може руйнувались), вони не були виявлені у обох видів дослідних рослин, а активність інгібіторів росту, особливо в 2-річних рослинах значно підвищилась (рис. 6).

Що стосується вмісту фенольних сполук, то умови мікргравітації призвели до надмірного їхнього накопичення, особливо в листках цимбідіума, хоча в контрольних рослинах активність фенольних

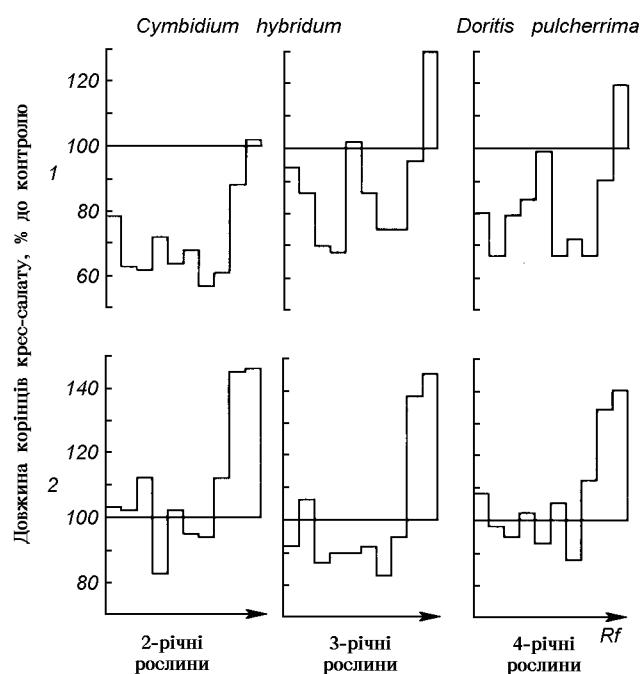


Рис. 7. Активність фенольних сполук в листках різних за віком рослин *Cymbidium hybridum* і *Doritis pulcherrima*: 1 — дослід, 2 — контроль

інгібіторів була не дуже високою (рис. 7).

Спираючись на результати дослідів, можна стверджувати, що умови мікрогравітації спричиняють гальмування ростових процесів орхідних різної морфоструктури через зменшення активності нативних рістстимулюючих сполук і підвищення активності інгібіторів росту. При цьому чим молодші за віком рослини, тим вищий гальмівний ефект.

У загальнюючи одержані дані, можна стверджувати, що статус нативних регуляторів росту тісно пов'язаний з морфоструктурою пагонової системи. В свою чергу, стійкість різних видів родини орхідних до умов мікрагравітації залежить від притаманного кожному виду вмісту рістрегулюючих сполук і зміни їхнього балансу під дією цього фактору.

Чим вище вміст нативних стимуляторів росту в вегетативних органах і чим менші зміни активності цих сполук під впливом мікрагравітації, тим вірогіднішою буде швидка пристосованість рослин до цих умов.

Виходячи з цього, можна вважати, що генеративно зрілі епіфітні орхідеї з симподіальним типом галуження пагонової системи і наявністю туберидів найбільш придатні для подальших досліджень у тривалих космічних польотах.

1. Борзенкова Р. А., Мокроносов Т. А. Эндогенные факторы, определяющие транспорт ассимилятов в клубни картофеля // Тр. Биол.-почв. ин-та.—1973.—Вып. 20.—С. 148—152.
2. Власов В. П. Биотести на фитогормоны и ингибиторы // Методы определения фитогормонов, ингибиторов роста, дефолиантов и гербицидов. — М.: Наука, 1973.—С. 7—12.
3. Кефели В. И. Природные ингибиторы роста и фитогормоны. — М.: Наука, 1976.—253 с.
4. Муромцев М. С., Агнистикова В. Н. Гибереллины. — М.: Наука, 1984.—208 с.
5. Черевченко Т. М., Майко Т. К., Богатырь В. Б., Ко-саковская И. В. Перспективы использования тропических орхидей для космических исследований // Космическая биология и биотехнология. — Киев: Наук. думка, 1986.—С. 41—45.
6. Moorby J. The influence of carbohydrate and mineral nutrient supply on the growth of potato tubers // Ann. Bot.—1968.—32.—P. 57.

TROPICAL EPIPHYTIC ORCHIDS AS AN OBJECT OF SPACE BOTANY INVESTIGATIONS AND A DESIGN ELEMENT FOR SPACECRAFT FLIGHT DECKS AND ORBITAL STATIONS

T. M. Cherevchenko and N. V. Zaimenko

Epiphytic orchids are shown to be more stable in a long stay on board an orbital station than terrestrial species. Simulations revealed that the activity of native growth stimulators (free auxins and gibberellines) under the prolonged clinostating conditions varied in epiphytic orchids to a lesser extent than in terrestrial orchids. This factor, together with a weaker geotropic reaction, seems to be a cause of their stability in microgravitation conditions. We found also that orchids with the monopodial type of shoot system branching are less stable at microgravity than the sympodial species.

УДК 629.782(73)

**Авиационно-космическая
Обзор по материалам открытой зарубежной
печати за 1988—1996 гг.
III. Модификации, летные испытания
и эксплуатация**

В. П. Гусынин

Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 27.07.98

Розглядаються основні характеристики та конструктивні особливості модифікацій одної експлуатованої зараз авіаційно-космічної системи «Пегас». Приводяться дані про льотні випробування і пуски, аналізуються причини аварійних пусків, розглядаються перспективи експлуатації.

В конце 1980-х гг. в связи с необходимостью дешевой оперативной доставки на околоземные орбиты малоразмерных разведывательных, связных, коммерческих и других спутников и использованием для этих целей традиционных одноразовых ракет-носителей возникла объективная потребность в новом малогабаритном экономическом средстве доставки, обеспечивающим запуск полезных нагрузок (ПН) из различных районов земного шара.

Одним из таких средств является созданная в США ракета-носитель (РН) «Пегас» с запуском в воздухе с самолета-носителя (СН). Благодаря своевременной и успешной реализации проекта «Пегас» компания-разработчик «Орбитаl сайенс корпорейшн» (OSC) заняла одно из лидирующих положений на рынке средств выведения легкого класса.

МОДИФИКАЦИИ СИСТЕМЫ

С целью улучшения технико-эксплуатационных характеристик ракеты «Пегас» компания OSC ведет постоянную работу по ее модернизации. Уже при

втором полете (17.07.91 г.) РН была оснащена дополнительной (четвертой) жидкостной ступенью HAPS, увеличившей грузоподъемность ракеты примерно на 10 %. Этот новый разгонный блок предназначался для повышения точности разведения семи выводимых в космос микроспутников «Микросат». Если точность выведения грузов базовой РН «Пегас» на круговую полярную орбиту высотой 740 км составляет по высоте ± 37 км, по наклонению $\pm 0.2^\circ$, то при использовании блока HAPS данные показатели повышаются до ± 5.6 км и $\pm 0.05^\circ$ соответственно.

Путем различных модификаций ракеты «Пегас» фирма OSC намеревается значительно расширить номенклатуру средств выведения. При этом работы ведутся по двум направлениям: расширение функциональных и эксплуатационных возможностей ракеты и создание на ее базе новых систем.

В настоящее время авиационно-космическая система (АКС) «Пегас» эксплуатируется в четырех модификациях: базовая РН «Пегас» (3-ступенчатая); РН «Пегас» с разгонной ступенью HAPS (4-ступенчатая); РН «Пегас-XL» (3-ступенчатая);

РН «Пегас-XL» с разгонной ступенью HAPS (4-ступенчатая). Первые два варианта реализуются с использованием СН В-52, в остальных используется СН «Тристар» L-1011-115.

Работы над РН «Пегас-XL» были начаты в 1991 г. с целью увеличения энергетических возможностей для запуска новых полезных нагрузок. Были удлинены первая и вторая ступени, что позволило увеличить количество топлива в них на 24 % и 30 % соответственно. Также была улучшена автоматика и пересмотрены некоторые структурные решения. Наиболее заметным внешним изменением стало перемещение хвостового оперения в нижнее положение для обеспечения доступа к дверям нового самолета-носителя. В результате всех нововведений стартовая масса ракеты увеличилась на 5 т, а грузоподъемность — на 18 %. В качестве самолета-носителя был выбран самолет «Тристар» L-1011-115. Отличительной особенностью эксплуатации этого лайнера является то, что транспортируемая им ракета закрепляется под фюзеляжем, а не под крылом, как у самолета-носителя В-52. Данное технологическое решение позволяет с меньшими проблемами по обеспечению балансировки использовать самолет «Тристар» для запусков ракет «Пегас-XL», по своим массово-габаритным характеристикам отличающихся от базовой ракеты «Пегас». Существенным преимуществом самолета «Тристар» по сравнению с самолетом В-52 является то, что для него пригодны любые аэродромы, в то время как для самолета В-52 требуется специальная взлетно-посадочная полоса.

В процессе модернизации на самолете «Тристар» были установлены силовая конструкция подвески и сброса ракеты, оборудование бортового комплекса предстартовой подготовки ракеты, размещены служебные и вспомогательные системы обеспечения запуска. В отсеке на нижней палубе была установлена автономная гидравлическая система подвесного механизма, оборудование для кондиционирования и подачи газообразного азота в отсек полезного груза РН. Азот хранится при давлении 352 кг/см² в десяти связанных между собой баллонах — две группы по пять баллонов в каждой. Из емкостей первой группы азот с расходом 0.7 кг/мин и при избыточном давлении 0.14 кг/см² подается под головной обтекатель ракеты для нейтрализации атмосферы вблизи космического аппарата. Азот других баллонов используется для охлаждения электронного оборудования РН. Для этой цели расходуется 2 кг азота в минуту при давлении 2.5 кг/см². Гидромеханическая система крепления и сброса ракеты была размещена в кессоне центроплана крыла между первым и третьим силовыми

лонжеронами. Эта система представляет собой форменную конструкцию, стойки которой изготовлены из алюминиевых заготовок. Связанные с дополнительно усиленными лонжеронами, они передают нагрузки на конструкцию самолета. Снизу к стойкам прикреплена стальная платформа с подвесным механизмом. Для доступа к его элементам в обшивке фюзеляжа, которая была усиlena, сделан овальный люк размером 280×420 мм.

Ракета «Пегас-XL» подвешивается под фюзеляжем в пяти узлах крепления — на четырех крюках подвесного механизма и дополнительном крюке, расположенному ближе к носу самолета. Четыре основных крюка работают попарно, причем при отказе одного из них второй способен выдержать полную нагрузку. Общая максимальная нагрузка, которую могут воспринять крюки подвесного механизма, составляет 71.2 т. При отделении ракеты подвесной механизм приводится в действие одним из двух установленных на нем гидроприводов, способных развить усилие до 2.77 т. Для штатного сброса РН требуется усилие, не превышающее 1.77 т. Передний узел крепления, также оснащенный гидроприводом мощностью 1.5 т, служит для предотвращения изгиба корпуса РН и для обеспечения контроля за ее положением при полете к месту запуска. Передний крюк срабатывает с задержкой в 0.5 с после освобождения замков основных крюков, расположенных на верхней поверхности крыла ракеты. Это позволяет при отделении придать РН определенный угол атаки к набегающему потоку, а также обеспечить гарантированный выход киля хвостового оперения из специально образованной в фюзеляже ниши, расположенной в задней части самолета между нишами шасси.

Пульт управления запуском РН «Пегас-XL» с рабочими местами для двух операторов расположен непосредственно за кабиной экипажа. В целях безопасности предстартовые операции, выполняемые с этого пульта, контролируются экипажем самолета. У кресел первого и второго пилотов установлены панели с необходимыми переключателями, в том числе и тумблерами сброса ракеты. Для обеспечения визуального контроля за ракетой во время полета на днище самолета установлены две телевизионные камеры. Кабина экипажа и отсек с пультом управления, отделенные от остальной части пассажирского салона специальной шторкой, оборудованы системой аварийной подачи кислорода. Общая масса оборудования, установленного на самолете для осуществления запусков ракет «Пегас-XL», составляет примерно 5 т.

К перспективным проектам РН семейства «Пегас» относятся РН «Пегас-Турбо» и «Пегас-XLS».

РН «Пегас-Турбо» представляет из себя ракету «Пегас-XL», оснащенную двумя турбореактивными двигателями (ТРД). Установленные под крылом ТРД с постоянно действующей форсажной камерой должны обеспечить старт ракеты после ее отделения от самолета-носителя. Выключение ТРД и их сброс будет производиться примерно на высоте 27.5 км при скорости, соответствующей $M = 4$. Дальнейший полет РН обеспечит твердотопливный двигатель первой ступени. Ракета «Пегас-Турбо» при стартовой массе около 31 т позволит выводить на низкую околоземную орбиту высотой 256 км и наклонением 28° аппараты массой до 1 т. Для ракет «Пегас-XL» и «Пегас» этот показатель составляет 450 и 350 кг. Таким образом, по сравнению с предшествующими изделиями относительная масса полезного груза у ракеты «Пегас-Турбо» должна увеличиться с 2 % до 3.3 %. Кроме существенного (более двухкратного) улучшения энергетических характеристик ожидается значительное снижение удельных затрат на выведение грузов в космос: по сравнению с РН «Пегас-XL» стоимость доставки на орбиту 1 кг груза должна сократиться на 40 %.

Финансовые возможности компании OSC не позволяют ей самостоятельно в установленные сроки реализовать проект «Пегас-Турбо». Поэтому фирма предпринимает попытки привлечь к совместным работам некоторые ведущие аэрокосмические корпорации, а также обеспечить частичное финансирование этого проекта из федерального бюджета.

В настоящее время фирма OSC совместно с NASA ведет работы по технико-экономическому обоснованию целесообразности создания двухступенчатой частично многоразовой транспортной системы «Пегас-XLS», получившей наименование «Супер-Пегас». Предполагается, что первая многоразовая крылатая ступень данной системы, рассчитанная на выведение космических аппаратов массой 180–1800 кг, совершил посадку на полосу МТКК «Спейс Шаттл» в центре Кеннеди. Специалисты NASA считают, что данная система является наиболее оптимальным средством выведения малых КА, создаваемых по программе Discovery.

Некоторые сравнительные характеристики модификаций РН «Пегас» представлены в табл. 1.

Таблица 1. Характеристики модификаций РН «Пегас»

Модификации РН	Стартовая масса, т	Длина, м	Диаметр, м	Размах крыла, м	Год начала эксплуатации
«Пегас»	18.5	15.5	1.27	6.7	1990
«Пегас-XL»	23.6	17.1	1.27	6.7	1994
«Пегас-Турбо»	31	17.1	1.27	6.7	2000
«Пегас-XLS»	38.6	17.1	1.27	7.9	2001

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

В программе «Пегас» в первых полетах использовался самолет B-52, с которого запускался экспериментальный ракетный самолет X-15. Для подвески ракеты «Пегас» применялся тот же самый узел крепления под внутренней частью правой консоли крыла самолета. При этом для ракеты был изготовлен специальный переходник, так как РН «Пегас» имеет другое расположение узла подвески по сравнению с самолетом X-15.

РН «Пегас» не испытывалась в аэродинамических трубах перед первым полетом. Аэродинамическая схема ракеты, аэротермодинамические условия полета оценивались методами численного моделирования гидродинамических процессов. Летные испытания ракеты подтвердили корректность расчетов.

Было проведено три летных испытания РН «Пегас» без отделения от самолета-носителя: 9 ноября (продолжительностью 90 мин) и 15 декабря (продолжительностью 2 ч) 1989 г., а также 30 января 1990 г. (продолжительностью 2 ч). При летных испытаниях проводилась проверка системы подвески РН под крылом самолета B-52, прочность корпуса РН и надежность средств связи между бортом самолета и наземным центром управления полетом.

Первое летное испытание было проведено через небольшой промежуток времени после наземных пробежек и рулежки самолета с ракетой на борту на базе ВВС США Эдвардс. В ходе этого испытания РН была снаряжена вместо штатного заряда твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) инертным наполнителем и полномасштабными макетами ПН, имитирующими спутники, которые РН «Пегас» впоследствии вывела на орбиту при первом запуске. Во время испытания было выявлено несколько проблем, в том числе нарушение теплозащиты РН, электромагнитные помехи, создаваемые оборудованием самолета-носителя.

В процессе второго и третьего испытательных полетов имитировались условия запуска РН с борта самолета B-52. Дважды производился предстартовый отсчет и отрабатывались действия персонала центра управления полетом, расположенного в центре Драйдена (NASA) на авиабазе Эдвардс. Данные полеты показали возможность запуска РН «Пегас» во время окна запуска продолжительностью 18 мин. При испытаниях использовался макет РН длиной 15 м и массой 18.6 т.

В рамках летных испытаний РН «Пегас-XL» было выполнено свыше 20 полетов самолета «Тристар» L-1011-115 с макетом ракеты. Перед началом летных испытаний самолета «Тристар», в соответ-

ствии с требованиями Федерального управления гражданской авиации FAA, фирма «Маршалл» провела сертификацию лайнера в двух вариантах: с подвешенной ракетой и без нее, когда ниша киля была открыта, а из фюзеляжа свешивались отделенные от РН коммуникации. В обычной летной конфигурации самолет должен соответствовать Федеральным авиационным правилам FAR (часть 91). Поскольку клиренс самолета с закрепленной РН крайне незначителен, то при подвеске ракеты лайнер приподнимается с помощью аэродромного трейлера АИТ. Тем не менее было обеспечено не касание земли стабилизатором ракеты при сдутых шинах одной из опор шасси.

Летные испытания самолета «Тристар» начались 12 июля 1993 г. В шестом испытательном полете к лайнери был подведен макет ракеты «Пегас-XL». Значительного ухудшения технико-эксплуатационных характеристик системы «самолет—ракета», по сравнению с одним самолетом, не произошло. На высоте около 11 км при скорости, соответствующей $M = 0.8$, лобовое сопротивление возросло с 9000 до 10500 кг. Для компенсации аэродинамических потерь двигатели лайнера работали в форсированном (повышенном на 10 %) режиме. Особое внимание при этом уделялось вопросам снижения достаточно сильных вибраций, источник которых находился между корпусом РН и фюзеляжем самолета. Первоначально планировалось провести отдельные испытания на флаттер и обледенение самолета. Однако первые полеты показали, что серьезной проблемы эти явления не представляют.

ХРОНИКА ПУСКОВ

Успешное завершение серии испытательных полетов самолета с ракетой позволило осуществить первый запуск РН «Пегас» 5 апреля 1990 г. Предстартовую подготовку и запуск ракеты обеспечил персонал NASA; использовавшийся при запуске самолет также был предоставлен этой организацией. Установка полезного груза на ракету была проведена за пять дней до старта, выкатывание и подвеска ракеты на самолет — за один день.

К месту запуска ракеты самолет B-52 вышел в сопровождении нескольких самолетов, в задачи которых входило осуществление метеорологического контроля, телевизионной, фото- и киносъемки. Для этих целей использовались самолеты С-135, F-18, T-38 и F-16 соответственно. После старта самолет метеоконтроля С-135 выполнил видеозапись полета ракеты. На удалении примерно 2000 км от места запуска находился второй самолет С-135, который

осуществлял прием телеметрической информации в течение всего полета ракеты. Для обеспечения безопасности полигона во время запуска, а также для возможного участия в поисковых работах в районе старта находился самолет Национальной гвардии С-130, а на базе ВМС Моффетт был подготовлен вертолет НН-3.

Продолжительность полета самолета B-52 к месту запуска ракеты составила около часа. В непосредственной близости от точки пуска был выполнен поворот вправо на 90° , а затем влево на 250° . В процессе этих поворотов осуществлялась выставка инерциальной системы наведения ракеты «Пегас». После выполнения этих маневров самолет-носитель вышел на курс к точке пуска. Экипаж постоянно корректировал снос самолета и прекратил эту процедуру только за 1 мин до отделения ракеты, когда самолет B-52 находился на расчетном азимуте пуска. Строгое совпадение точки пуска с плоскостью орбиты, на которую выводилась РН, было необходимо для минимизации возможных энергетических потерь ракеты-носителя. Такие потери неизбежны при необходимости ввода ракеты в расчетную плоскость орбиты после отделения от носителя. Выдача основных навигационных данных экипажу самолета B-52 обеспечивалась средствами радиолокационного наведения западного ракетного испытательного полигона, расположенного на базе BBC Ванденберг. Служба безопасности полигона установила на ракете приемники командной системы ликвидации, которые были введены после отрыва штепельного разъема при отделении РН от носителя.

Отделение ракеты произошло над Тихим океаном. В момент старта ракеты самолет находился на высоте 12000 м и имел скорость, соответствующую $M = 0.8$.

Заправка самолета B-52 топливом была произведена таким образом, чтобы обеспечить поперечную балансировку при взлете с ракетой массой 19 т, находящейся под правой консолью крыла. В связи с этим в топливные баки левой консоли крыла носителя было закачено балластное топливо. Продольная балансировка в полете обеспечивалась за счет наполнения топливом баков в хвостовой части фюзеляжа. Расход топлива производился с таким расчетом, что к моменту пуска РН «Пегас» масса правой консоли крыла самолета B-52 была больше массы левой консоли крыла примерно на 1/2 массы ракеты, и балансировка носителя осуществлялась в левую сторону. После пуска левая консоль крыла самолета стала тяжелее правой консоли примерно на 10 т, и самолет B-52 начал выполнять левый разворот с креном для максимального бокового удаления от ракеты.

Таблица 2. Запуски космических аппаратов РН семейства «Пегас»

Дата запуска	Название КА	Масса КА, кг	Ракета-носитель	Элементы орбиты			
				перигей, км	апогей, км	наклонение, град	период обращения, мин
05.04.90	PEGSAT	192.68	«Пегас»	495	680	94	96
	GLOMR-2			493	671	94	96
17.07.91	Microsat	7*21	«Пегас»	373	500	82	93
09.02.93	CDS	14.5	«Пегас»	729	776	25.1	99.8
	SCD-1	115		750	750	25	99.5
25.04.93	ALEXIS	109	«Пегас»	753	852	69.9	100.7
19.05.94	STEP-2	180	«Пегас»	589	842	81.97	99.0
27.06.94	STEP-1	348	«Пегас-XL»			Аварийный пуск	
03.08.94	APEX	261.5	«Пегас»	365	2549	69.98	114.9
03.04.95	OrbComm-1	40		738	777	70	99.8
	OrbComm-2	40	«Пегас»	739	776	70	99.8
	Microlab	70		736	778	70	99.8
22.06.95	STEP-3	267	«Пегас-XL»			Аварийный пуск	
08.03.96	REX-2	110	«Пегас-XL»	806	843	89.96	101.3
17.05.96	MSTI-3	211.6	«Пегас-XL»	295	377	97.07	91.1
02.07.96	TOMS-EP	300	«Пегас-XL»	494	511	97.44	94.67
21.08.96	FAST	192	«Пегас-XL»	351	4165	82.98	133.12
04.11.96	SAC-B, 181	«Пегас-XL»		550	550	38	
	HETE	125				Спутники не отделились от РН	

После отделения от самолета до включения двигателей первой ступени ракеты «Пегас» в течение 5 с совершила свободный полет. Через 5 с свободного полета, когда РН «Пегас» находилась на 106 м ниже самолета В-52, был запущен РДТТ первой ступени. После запуска РДТТ ракета продолжала снижаться до 366 м ниже высоты, зарегистрированной до ее отделения. Только через 13 с после сброса (8 с после запуска РДТТ первой ступени), когда скорость РН «Пегас» соответствовала $M = 1.2$ и треугольное крыло обеспечило достаточную подъемную силу, снижение высоты прекратилось, ракета начала подъем и достигла высоты отделения от носителя через 19 с после сброса. В этот момент ее скорость соответствовала числу $M = 1.6$. В течение работы РДТТ первой ступени на протяжении 76 с РН по крутой траектории набрала высоту 70363 м и достигла скорости, соответствующей $M = 8.2$.

Во время работы двигателей первой ступени был пройден максимальный скоростной напор 4638 кг/м². Двигатели второй ступени были включены на 87-й с полета, через 6 с после отсечки двигателей первой ступени. РДТТ второй ступени в течение 72 с обеспечил подъем ракеты до высоты 198360 м при угле тангажа 32°. На 121-й с был отделен головной обтекатель. Затем почти в течение 6 мин до высоты 536 км ракета совершила полет с неработающей двигательной установкой при угле тангажа 2.5°. Небольшой РДТТ третьей ступени, проработав 64 с, увеличил характеристическую скорость с 4.55 км/с до 7.6 км/с и обеспечил довыведение ПН на рабочую орбиту высотой

около 590 км и наклонением 94°.

Разработчики ракеты намечали осуществить спасение отработанной первой ступени для проведения детального анализа воздействия аэродинамических нагрузок на конструкцию аппарата. В этих целях были задействованы поисковый самолет ВМС Р-3 «Орион» и коммерческое спасательное судно. Однако при приводнении первая ступень разрушилась и затонула до прибытия транспортного корабля; с борта самолета были сделаны фотоснимки отдельных фрагментов конструкции. Данное мероприятие рассматривалось как вспомогательное, так как благодаря многочисленным датчикам, установленным на ракете, все необходимые данные регистрировались и передавались на Землю. Поскольку первая ступень РН не выдержала удара при приводнении и не сохранилась для последующего анализа, в дальнейших полетах ракеты спасение первой ступени не предусматривалось.

Запуски космических аппаратов ракетами-носителями семейства «Пегас» по состоянию на ноябрь 1996 г. приведены в табл. 2.

АВАРИЙНЫЕ ПУСКИ И ИХ ПРИЧИНЫ

Из 14 осуществленных к концу 1996 г. запусков РН «Пегас» и ее модификации РН «Пегас-XL» три закончились неудачно.

Первый аварийный пуск удлиненного варианта носителя — РН «Пегас-XL» — произошел 27 июня 1994 г.

Принадлежащий ВВС США экспериментальный ИСЗ STEP-1, установленный на борту РН «Пегас-XL», предназначался для исследований ионосфера с высокоэллиптической орбиты. Разработанный фирмой TRW спутник STEP-1 массой 348 кг предполагалось сначала вывести на опорную орбиту высотой 165/914 км. Затем с помощью бортовой двигательной установки, работающей на гидразине, апогей орбиты планировалось увеличить до 1510 км. Стоимость космического аппарата, оборудованного шестью научно-исследовательскими приборами, составляла 15 млн дол.

Ракета была отделена от самолета-носителя «Тристар» L-1011-115, когда последний летел со скоростью, соответствующей числу $M = 0.82$, на высоте 11900 м над побережьем Калифорнии. Отделение произошло нормально, через 5 с после этого включилась первая ступень ракеты. Примерно через 32 с после включения первой ступени перестали приниматься телеметрические сигналы от РН, но сигнал на экране радиолокатора показывал, что ракета продолжала набирать скорость. Это указывало на то, что первая ступень обеспечивала тягу. Представители полигона не сомневались в возможности продолжения полета ракеты, так как видеоизображение, передаваемое с самолета сопровождения, показывало, что носитель оставался на траверсе полигона. Немедленного вмешательства для решения проблем безопасности не требовалось, хотя проверка наземного телеметрического оборудования показала, что оно исправно и причину исчезновения телеметрического сигнала следует искать не на земле.

Первые проблемы с ракетой были зарегистрированы на 35 с после включения двигателя первой ступени, когда ракета проходила пик аэродинамических нагрузок, достигших значения $6000 \text{ кгс}/\text{м}^2$. Ракета слегка нырнула вниз, и за ней потянулся след в виде полосы дыма или пара, напоминающий по цвету выхлоп из основного двигателя. Этот маневр был парирован, что вызвало некоторые колебания носителя и небольшие отклонения от расчетной траектории. Однако на 75-й с полета данные радиолокатора показали, что РН начала терять скорость и отклоняться от намеченной траектории полета. Решение подать команду на самоликвидацию было принято на 168-й с полета. В результате РН, пролетевшая 400 км от точки пуска самолетом-носителем и достигшая высоты 7320 м, была подорвана.

Максимальная скорость, достигнутая РН «Пегас-XL» в этом полете, составила 2660 м/с. Расчетные графики показали, что отключение двигателя первой ступени должно было произойти на

скорости 2647 м/с. По сообщению представителей OSC двигатель первой ступени развил расчетные характеристики, однако сигнал на включение двигателя второй ступени получен не был. Команда на разрушение ракеты была выполнена в тот момент, когда двигатель второй ступени уже должен был отработать положенное время.

Запуску 27 июня 1994 г. предшествовали две задержки. Первая была результатом проблем с потенциометром руля на правом горизонтальном стабилизаторе, обеспечивающем передачу информации о положении этой управляющей поверхности. Вторая задержка случилась в результате проблем со стопорным механизмом этого же руля.

После расследования причин аварии было установлено, что подобного рода неисправности присущи исключительно удлиненному варианту — РН «Пегас-XL». Согласно опубликованным в сентябре 1994 г. данным комиссии, занимавшейся изучением причин неудачного запуска, основной причиной ухода ракеты с расчетной траектории была нештатная команда БЦВМ, которая была предопределена конструкторскими просчетами. Отличительной особенностью ракеты «Пегас-XL» является то, что при ее проектировании корпорация OSC ограничилась лишь компьютерным моделированием условий полета и режимов нагружения РН.

В качестве рекомендаций комиссия предложила перед возобновлением эксплуатации ракеты провести полный цикл испытаний моделей в аэродинамических трубах и в соответствии с полученными результатами доработать программные средства бортового вычислительного комплекса.

В сентябре 1994 г. были проведены дополнительные (предварительные продувки стандартного «малого» варианта РН были проведены в конце 1993 г.) продувки в аэродинамической трубе фирмы «Воут» с использованием уменьшенной модели РН «Пегас», выполненной в масштабе 0.06 натуральной величины как часть работ по увеличению прочности автопилота ракеты, а также были проведены продувки с использованием модели РН «Пегас» в масштабе 0.03, модифицированной в вариант XL, для получения недостающей информации об аэродинамических характеристиках модели РН «Пегас-XL».

Общие затраты на расследование причин аварии, проведение испытаний моделей в аэродинамической трубе и доработку программных средств системы управления ракеты составили свыше 5 млн долл.

Второй аварийный запуск. Произведенный 22 июня 1995 г. корпорацией OSC второй запуск трехступенчатой твердотопливной ракеты-носителя

«Пегас-XL» также окончился неудачей.

В качестве полезной нагрузки на борту ракеты находился военный экспериментальный спутник STEP-3 массой 267 кг. Общая стоимость проекта STEP-3, который готовился BBC США в рамках комплексной программы STEP, составила примерно 40 млн долл., из которых 10 млн долл. были израсходованы на создание целевого оборудования, 16 млн долл. — на разработку типовой спутниковой платформы, а 12 млн долл. — на осуществление запуска аппарата.

Ракета «Пегас-XL» была отделена от самолетносителя «Тристар» над акваторией Тихого океана примерно в 100 км от калифорнийского побережья. Примерно на 90-й с полета была подана команда на отделение штатно отработавшей первой ступени, затем на запуск двигателя второй ступени. Судя по телевизионным изображениям, полученным с борта ракеты, эти операции были выполнены в штатном режиме. Однако по каким-то причинам не произошел сброс переходника между первой и второй ступенями. Оставшись частично закрепленным на второй ступени, болтающийся переходник заклинил сопло маршевого двигателя, в результате чего неуправляемая ракета стала разворачиваться в плоскости тангажа. На 148-й с полета после выполнения двух с половиной «петель» ракета была подорвана. В этот момент ракета находилась на высоте 144 км и удалении 272 км от места старта.

Образованная корпорацией OSC комиссия по расследованию причин аварии, в состав которой вошли также представители BBC США и NASA, пришла к выводу, что неотделение переходника произошло вследствие неправильного монтажа какой-то одной из трех установленных на второй ступени направляющих, по которым переходник скатывается после срабатывания пироустройства.

После этой аварии с РН «Пегас-XL» OSC провела исчерпывающее внутреннее расследование и заказала независимую проверку проекта, способов изготовления и сборки носителя, а также процедуры пуска. Все 88 рекомендованных изменений были реализованы.

Третий аварийный пуск. 4 ноября 1996 г. корпорация OSC произвела запуск ракеты-носителя «Пегас-XL» с научными спутниками HETE и SAC-B. Первоначально запланированный на 30 октября старт был отложен после обнаружения некондиционного стопорного штифта в руле направления.

Ракета «Пегас-XL» была отделена от самолета «Тристар» на высоте 11.9 км над Атлантическим океаном в 160 км к востоку от полигона на о. Уоллопс. Все ступени ракеты отработали в штатном режиме, и сборка третьей ступени с полезным

грузом была выведена на расчетную орбиту высотой 550 км и наклонением 38°. Однако после подачи соответствующей команды не произошло разделение верхней ступени и спутников. По предварительным оценкам отказ стал следствием разрыва электрических цепей из-за воздействия динамических нагрузок при разделении второй и третьей ступеней на 460-й с полета.

Оба выведенных аппарата признаны утраченными, хотя со спутника SAC-B были получены сигналы о работоспособности всех бортовых систем и даже некоторая целевая информация. Этот аппарат был оснащен пятью приборами для наблюдения Солнца и регистрации гамма-лучей. Спутник HETE предназначался для изучения процессов переноса энергии в космическом пространстве. Стоимость изготовления спутников SAC-B и HETE оценена в 21.5 и 26 млн долл. соответственно. При стоимости закупки ракеты «Пегас-XL» в 14 млн долл. общие убытки от состоявшегося неудачного запуска превысили 60 млн долл.

Работы по выявлению и устранению причин аварии не потребовали длительного времени. Возобновление полетов ракет «Пегас-XL» было начато в апреле 1997 г.

планы эксплуатации

Благодаря своевременной и успешной реализации проекта «Пегас» корпорация OSC заняла одно из лидирующих положений на рынке средств выведения легкого класса. К концу 1992 г., несмотря на то, что к тому времени состоялось всего два старта этой ракеты, фирма располагала 76 заказами на пуски РН «Пегас», из которых 22 были уже оплачены, а остальные имели статус предварительной заявки.

Руководители программы «Пегас» предполагают, что в дальнейшем будет производиться 10—12 запусков в год, а для того, чтобы эксплуатация ракеты-носителя «Пегас» была рентабельной, достаточно 5—6 запусков в год. По состоянию на конец 1996 г. корпорация OSC планировала в течение 1997 г. осуществить до 10 стартов РН «Пегас». Всего на то время OSC располагала заказами от правительственные и частных организаций на выполнение 17 запусков этих ракет. Планы фирмы OSC по ближайшим запускам представлены в табл. 3.

Американские специалисты считают, что ввод в эксплуатацию ракет-носителей, запускаемых с самолета, может иметь далеко идущее влияние на космическую программу США и послужить стиму-

Таблица 3. Перечень КА, планируемых к запуску РН «Пегас» в 1998—1999 гг.

Наименование КА	Масса КА, кг	Параметры орбиты		
		апогей, км	перигей, км	наклонение, град
Sea Star-1	274	700	700	90
Orbcomm-3	39.4	785	785	90
Orbcomm-4	39.4	785	785	90
Trace	300	800	800	80.8
Step-5	180	500	500	80
Step-5	180	500	500	80
Step-5	180	500	500	80
RocSat-1	250	400	400	40
Wire	275	500	500	97.2
Minisat-2	300	400	400	80
Acrimsat	9.9	400	400	40

лом для разработки нового класса малых и средних спутников. Такие спутники могут быть разработаны и развивающимися странами.

В связи с возрастающим количеством заказов на выведение КА компания OSC планирует расширить базу по подготовке к запуску РН «Пегас» с таким расчетом, чтобы одновременно можно было осуществлять предстартовые операции по крайней мере с четырьмя изделиями на базе Ванденберг и с двумя — в центре на о. Уоллонс. В настоящее время технические позиции обоих полигонов позволяют проводить операции только с одной ракетой.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

АКС «Пегас» — единственная авиационно-космическая система, созданная и эксплуатируемая к настоящему времени. Разработанную OSC в приватно финансируемом предприятии, АКС «Пегас» утвердили как предпочтительное средство для правительственные и коммерческих эксплуатантов запуска спутников, которые требуют экономичной и надежной доставки на орбиту малых космических полезных нагрузок.

За время эксплуатации РН семейства «Пегас» постоянно модифицируются с целью улучшения их энергетических характеристик. Во всех модификациях РН «Пегас» остается недорогостоящей ракетой своего класса. Улучшение энергетических характеристик не требовало больших затрат или решения

сложных технических проблем; наличие готовых блоков позволяет подготовить запуск РН за несколько недель.

Имеющийся пакет заказов на запуск спутников РН «Пегас» на несколько лет вперед дает основание надеяться, что авиационно-космические системы имеют перспективу.

1. Аварийный пуск ракеты «Пегас-XL» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1995.—№ 40.—С. 10—13.
2. Второй пуск крылатой ракеты-носителя «Пегас» // ЭИ авиационная и ракетная техника.—1991.—№ 1669.—С. 7—8.
3. Запуск спутника STEP-2 ракетой «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1994.—№ 31.—С. 16—17.
4. Испытания и использование ракеты «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1989.—№ 40.—С. 6—9.
5. Неудачный запуск спутников НЕТЕ и SAC-B // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1996.—№ 52.—С. 7—8.
6. О причине аварии ракеты «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1994.—№ 45.—С. 6.
7. О многоразовой транспортной системе Супер-Пегас // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1995.—№ 5—6.—С. 12—13.
8. Планы эксплуатации ракет «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1996.—№ 38.—С. 6—7.
9. Первый пуск ракеты «Пегас» // ЭИ Авиационная и космическая техника.—1990.—№ 1608.—С. 7.
10. Ракета-носитель «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1990.—№ 38—39.—С. 7—16.
11. Ракета-носитель «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1993.—№ 27.—С. 5—9.
12. Самолет «Триистар» для запуска ракет «Пегас» // ЭИ Ракетная и космическая техника.—1994.—№ 5.—С. 7—11.
13. NASA Sets Argentine Spacecraft Launch // Aviation Week & Space Technology.—1996.—18 October.—Р. 27.
14. Pegasus Bearer // Flight International.—1993.—22—28 September.—Р. 46—49.
15. Pegasus XL Success Opens Door to Fast-Paced Launch Schedule // Aviation Week & Space Technology.—1996.—18 March.—Р. 26—27.
16. Satellites Appear Doomed After Pegasus XL Mishap // Aviation Week & Space Technology.—1996.—11 November.—Р. 28.

AEROSPACE “PEGASUS” SYSTEM. REVIEW BASED ON THE 1988—1996 PRESS. III. MODIFICATIONS, FLIGHT TESTS, AND OPERATION

V. P. Gusynin

Main characteristics and construction features of the modifications of the only aerospace system “Pegasus” operating at the moment are considered. The data on flight tests and launches are given. The causes of breakdown launches are analyzed. The prospects for the system operation are considered.