

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 3, № 5/6, 1997

KYIV

ЗМІСТ

Визначна подія в українсько-американському космічному співробітництві

Указ Президента України

Беглий О. В., Кудрявченко О. В., Передерій Р. В. Правові проблеми сприяння інвестиціям в космічній галузі України

Алпатов А. П., Драновский В. И., Закржевский А. Е., Пироженко А. В., Хорошилов В. С. Космические тросовые системы. Обзор проблемы

Авдеев В. В. Оцінка деформації структури супутник—субсупутник під впливом опору атмосфери

Ащепкова Н. С., Шептун Ю. Д. Математическая модель движения космического аппарата с манипулятором

Алпатов А. П., Науменко Р. Н. Оптимизация конструкции геостационарного космического аппарата, содержащего два элемента большой парусности

Фроленко В. М. Методика комплексного дешифрування зональних аерокосмічних знімків з використанням оптичного приладу синтезу

CONTENTS

3 Outstanding event in the Ukrainian-American co-operation

5 Decree of the President of Ukraine

10 O. Bieglyi, O. Kudriavchenko, R. Perederii Law problems in the promotion of investments in the space industry and research in Ukraine

21 Alpatov A. P., Dranovskii V. I., Zakrzhevskii A. E., Pirozhenko A. V., Khoroshilov V. S. Tethered satellite systems. Review of the problem

30 Avdeev V. V. Estimating the distortion of satellite — subsatellite structure under aerodynamic drag

34 Ashchepkova N. S., Sheptun Yu. D. Mathematical model of the motion of a space vehicle with a manipulator

43 Alpatov A. P., Naumenko R. N. Optimization of geostationary spacecraft design with two elements of large size-to-mass ratio

47 Frolenko V. M. Synthesis technique for complex interpretation of zonal aerospace images with the use of an optical device

<i>Колобродов В. Г.</i> О пространственном разрешении космических ИК-систем дистанционного зондирования Земли	55	<i>Kolobrodov V. G.</i> About spatial resolution of infrared systems for earth observations
<i>Войнов О. А.</i> Почвенный мониторинг как элемент системы-подспутниковых полигонных исследований	60	<i>Voinov O. A.</i> Monitoring of soils within the scope of space research of testing areas
<i>Пилипенко В. В.</i> Техническая механика в ракетно-космических исследованиях: разработки ИТМ НАН и НКА Украины	65	<i>Pilipenko V. V.</i> Industrial mechanics in the space rocket research: Developments of the Institute of Industrial Mechanics of the NAS Ukraine and the National Space Agency of Ukraine
<i>Леонов М. А.</i> Бортовой прискорювач електронів на накопичувачах-ємностях: особливості	84	<i>Leonov M. A.</i> Onboard electron accelerator with the capacitance storage: peculiarities
<i>Карачун В. В.</i> Двумерная задача упругого взаимодействия акустического излучения маршевых двигателей с плоскими элементами конструкции КА	92	<i>Karachun V. V.</i> Two-dimensional problem on the elastic interaction of the acoustic radiation from sustained engines with plate elements of space vehicle construction
<i>Потапова Е. Р.</i> О механизме взаимодействия акустического излучения с плоскими элементами конструкции	98	<i>Potapova E. R.</i> On a mechanism of interaction of acoustic emission with flat construction elements
<i>Стасев Ю. В., Горбенко И. Д., Макаренко Б. И., Ивашкин А. В., Воронов, Д. Н.</i> Применение сложных сигналов в командно-телеметрических радиолиниях	104	<i>Stasev U. V., Gorbenko I. D., Makarenko B. I., Ivashkin A. V., Voronov D. N.</i> Complex signals in command radio telemetering
<i>Харченко В. С.</i> Выбор технологии проектирования и базовых архитектур дефектоустойчивых цифровых управляющих и вычислительных систем реального времени	109	<i>Kharchenko V. S.</i> Choice of design technologies and basic architectures for the defect-tolerant digital control and computing real-time systems
<i>Белов Д. Г.</i> Формирование полетной программы работы космического аппарата при наличии электроэнергетических ограничений	120	<i>Belov D. G.</i> Forming the program of spacecraft operation under electric power constraints
НАШИ АВТОРИ	127	OUR AUTHORS
НОВИНИ КОСМІЧНИХ АГЕНТСТВ СВІТУ	132	NEWS FROM SPACE AGENCIES

ПІДГОТОВЛЕНО ДО ДРУКУ

Додаток до журналу «Космічна наука і технологія»
том 3 № 5/6

V. A. Kucherov, Yu. S. Ivanov, Yu. S. Efimov,
A. V. Berdyugin, N. M. Shakhovskoy

Ultraviolet Low-Resolution Spectropolarimeter for the Space Mission Spectrum-UV (UVSPEPOL Project)

ВИЗНАЧНА ПОДІЯ
в українсько-американському
космічному співробітництві

19 листопада з космодрому на місці Канаверал стартував космічний корабель «Колумбія» (місія STS-87), до складу екіпажу якого разом з американськими та японськими астронавтами входить громадянин України Леонід Каденюк. Політ українського космонавта став можливим після домовленості між президентами України та США, досягнутої під час візиту Л. Д. Кучми в Сполучені Штати в 1994 р. Цьому польоту передувала спільна трирічна робота фахівців НАСА та НКАУ, вчених двох країн, які розробили та підготували програму спільних експериментів.

В ході польоту проведені експерименти у галузі космічної біології, в яких прийняли участь: з боку України — 6 Інститутів Національної академії наук України, з боку США — 5 університетів, космічний центр ім. Дж. Кеннеді. Експерименти на орбіті тривали 16 діб.

Комплекс біологічних експериментів спрямований на дослідження фундаментальних процесів розвитку рослин, ролі гравітації та впливу оточуючого середовища в процесах, які протікають в рослинах.

Отримані знання з фізіології, клітинної біології, біохімії та молекулярної біології рослин разом з розробками в галузі біотехнологій роблять значний внесок у фундаментальні знання та дають поштовх до нових досліджень.

Можливість експериментувати в умовах мікрогравітації надає простір для багатопланових досліджень сприйняття рослинами гравітаційного сигналу, його біохімічної інтерпретації та ростової реакції на цю інтерпретацію. Тому ці дослідження почнуть відкривати точний механізм, який диктує рослині її форму, структуру та функції. Безсумнівно практичне значення запланованих експериментів обумовлене значною роллю рослин у життєзабезпечуючих системах перспективних пілотованих місій.

*Один із експериментів передбачав штучне запилення та фіксацію на орбіті запилених квіток рослин з коротким циклом розвитку *Brassica rapa* (Вісконсинські швидкоростучі рослини), відомі як рапс. Український космонавт виконував ці експериментальні процедури на орбіті. Водночас учні в Україні та США виконували аналогічні експерименти у земних умовах, що передбачено спільною українсько-американською освітньою програмою.*

Каденюк Леонід Костянтинович

(коротка біографічна довідка)

Льотчик-випробувач 1-го класу.

Народився 28 січня 1951 року в селі Клішківці Хотинського району Чернівецької області. За національністю — українець. Громадянин України.

Закінчив Чернігівське Вище військово-авіаційне училище льотчиків за фахом «пілотування та експлуатація літальних апаратів», кваліфікація — льотчик-інженер.

У 1989 році закінчив літакобудівний факультет Московського авіаційного інститутутаотримавкваліфікаціюінженера-механіка.

У 1976 році відібраний до загону космонавтів СРСР.

В 1977 році закінчив Центр підготовки льотчиків-випробувачів.

В 1977—1978 рр. пройшов загальнокосмічну підготовку.

З 1977 р. до 1983 р. — космонавт-випробувач загону космонавтів.

З 1984 р. до 1988 р. — льотчик-випробувач Військово-Повітряних Сил СРСР.

З 1988 року — космонавт-випробувач багаторазової космічної системи «Буран».

У 1988—1990 рр. пройшов інженерну та льотну підготовку по програмі «Буран».

За 1990—1992 рр. у повному обсязі пройшов підготовку як командир корабля «Союз—ТМ». Всі іспити склав на «відмінно». Пройшов цикл тренувань на тренажері «ручного стикування».

З 1996 року працює молодшим науковим співробітником Інституту ботаніки ім. М. Г. Холодного НАН України.

Володіє англійською мовою.

Одружений, має двох синів. Дружина — Каденюк (Косолапенкова) Віра Юріївна — вчителька англійської мови.

Батько — Каденюк Костянтин Микитович, 1922—1989 рр. — працював вчителем в сільській школі.

Мати — Каденюк (Гончаренко) Ніна Андріївна, 1924 р. н. — працювала вчителькою, зараз пенсіонерка.

Брат — Володимир Костянтинович, інженер-технолог Чернівецького машинобудівного заводу.

Брат — Сергій Костянтинович, інженер-математик Московського НДІ автоматики.



**УКАЗ
ПРЕЗИДЕНТА
УКРАЇНИ**

**Про Положення
про Національне космічне агентство України**

1. Затвердити Положення про Національне космічне агентство України (додається).
2. Кабінету Міністрів України у тримісячний строк привести свої рішення у відповідність з цим Указом.
3. Визнати такими, що втратили чинність статті 1 і 2 Указу Президента України від 17 жовтня 1995 року № 969 «Про заходи щодо вдосконалення державного регулювання космічної діяльності в Україні».

Президент України
м. Київ
22 липня 1997 року
№ 665/97

Л. КУЧМА

ЗАТВЕРДЖЕНО
Указом Президента України
від 22 липня 1997 року № 665/97

**ПОЛОЖЕННЯ
про Національне космічне агентство України**

I. Національне космічне агентство України (НКАУ) є спеціально уповноваженим центральним органом виконавчої влади, підпорядкованим Кабінету Міністрів України, який забезпечує реалізацію державної політики у галузі космічної діяльності, здійснює керівництво дорученою йому сферою управління, несе відповідальність за стан її розвитку.

II. НКАУ в своїй діяльності керується Конституцією України, законами України, постановами Верховної Ради України, указами і розпорядженнями Президента України, актами Кабінету Міністрів України, а також цим Положенням.

НКАУ узагальнює практику застосування законодавства з питань, що належать до його компетенції, розробляє пропозиції про вдосконалення законодавства про космічну діяльність та у встановленому порядку вносить їх на розгляд Президентів України, Кабінету Міністрів України.

У межах своїх повноважень НКАУ організовує виконання актів законодавства, здійснює систематичний контроль за їх реалізацією.

III. Основними завданнями НКАУ є:

розробка концептуальних основ державної політики в галузі дослідження і використання космічного простору в мирних цілях та в інтересах безпеки держави;

забезпечення організації розвитку космічної діяльності в Україні та під юрисдикцією України поза її межами;

сприяння підвищенню обороноздатності держави та національної безпеки з використанням космічних засобів;

розвиток співробітництва України з іншими державами та міжнародними організаціями у космічній галузі.

IV. НКАУ відповідно до покладених на нього завдань:

1) розробляє разом з міністерствами, іншими центральними органами виконавчої влади та Національною академією наук України Загальнодержавну (Національну) космічну програму України, а також науково-технічні програми та проекти фундаментальних досліджень і прикладних розробок з космічної тематики, включаючи міжнародні, забезпечує їх виконання;

2) бере участь у розробленні проектів Державних програм економічного та соціального розвитку України, Державного бюджету України, а також готує та подає на розгляд Кабінету Міністрів України пропозиції щодо бюджетного фінансування Загальнодержавної (Національної) космічної програми України, науково-технічних програм і проектів фундаментальних досліджень і прикладних розробок з космічної тематики, забезпечення виконання відповідних міжнародних програм і проектів, участі України у діяльності міжнародних організацій, виділення державних кредитів, матеріально-технічних ресурсів та інвестицій на ці цілі;

3) забезпечує здійснення науково-технічних і технологічних розробок для розвитку ракетно-космічної техніки;

4) здійснює підготовку пропозицій щодо:

вдосконалення механізму регулювання розвитку економіки, її структурної перебудови, забезпечення збалансованості, вдосконалення оподаткування, ціноутворення і кредитування, визначення особливостей приватизації підприємств космічної галузі;

соціального захисту населення, екологічної безпеки у сфері космічної діяльності;

5) бере участь у межах своїх повноважень у опрацюванні комплексу заходів, спрямованих на поглиблення економічної реформи, у формуванні та реалізації інвестиційної та антимонопольної політики, складанні макроекономічних та міжгалузевих балансів;

6) є державним генеральним замовником робіт з дослідження і використання космічного простору, науково-дослідних і дослідно-конструкторсько-технологічних робіт з проектування, виготовлення та випробування космічної техніки, у тому числі для виконання міжнародних космічних проектів;

7) здійснює керівництво у сфері управління та координації діяльності підприємств, установ і організацій космічної та суміжних галузей;

8) забезпечує разом з міністерствами та іншими центральними органами виконавчої влади експлуатацію, підтримку та вдосконалення об'єктів космічної діяльності;

9) організовує і координує роботи, пов'язані з запусками космічних апаратів різного призначення та керуванням їх польотами, а також в межах своєї компетенції забезпечує приймання, збирання, відпрацювання та зберігання інформації, що надходить з космічних засобів;

- 10) організовує відбір кандидатур та підготовку космонавтів для пілотованих космічних польотів;
- 11) здійснює ліцензування космічної діяльності в Україні та під юрисдикцією України поза її межами;
- 12) організовує розроблення та функціонування Системи сертифікації космічної техніки України (УкрСС КТ);
- 13) здійснює у встановленому порядку реєстрацію об'єктів космічної діяльності;
- 14) забезпечує суб'єкти космічної діяльності в Україні необхідною нормативною, документацією, розробляє фінансово-економічні та інші нормативи, механізми їх впровадження і затверджує галузеві стандарти;
- 15) здійснює відповідно до законодавства функції з управління майном підприємств, установ і організацій;
- 16) є державним замовником капітального будівництва жилих будинків і технічних споруд в космічній галузі;
- 17) здійснює контроль за використанням бюджетних та позабюджетних коштів, кредитів, виділених підприємствам, установам і організаціям, що належать до сфери його управління;
- 18) сприяє запровадженню нових високоефективних форм підготовки та перепідготовки кадрів;
- 19) організовує виставки ракетно-космічної техніки, підготовку та видання науково-технічної літератури з питань космічної діяльності;
- 20) створює галузеву науково-технічну інформаційну систему;
- 21) видає інформаційні бюлетені та інформує громадськість про космічну діяльність;
- 22) вживає заходів, спрямованих на вдосконалення зовнішньоекономічного співробітництва України з іншими державами в галузі космічної діяльності;
- 23) бере участь у підготовці міжнародних договорів України з питань, що належать до його компетенції, організовує їх виконання;
- 24) для забезпечення національної безпеки України:
 - вживає заходів для оперативного виявлення джерел небезпеки;
 - сприяє в межах своєї компетенції забезпеченню необхідного рівня стійкості, надійності та ефективності систем державного управління і оборони держави в особливий період;
 - забезпечує надійне функціонування космічних інформаційних та комунікаційних систем для потреб вищих посадових осіб держави;
 - контролює в межах своїх повноважень додержання міжнародних договорів України;
- 25) здійснює керівництво Національним центром управління та випробувань космічних засобів;
- 26) забезпечує у межах своєї компетенції здійснення державного моніторингу навколишнього природного середовища;
- 27) реалізує державну науково-технічну політику щодо створення і експлуатації Єдиної супутникової системи передачі інформації, супутникових систем зв'язку та телерадіомовлення для забезпечення функціонування інформаційного простору держави, а також виконує функції державного замовника і координатора робіт, пов'язаних зі створенням та експлуатацією цих систем;
- 28) представляє інтереси держави в міжнародних організаціях, діяльність яких пов'язана з дослідженням та використанням космічного простору, експлуатацією супутникових систем;
- 29) забезпечує впровадження супутникових телекомунікаційних технологій для:
 - створення державної системи контролю космічного простору та орбітографії;
 - створення та підтримки цілісності державного навігаційного поля і системи єдиного часу;
 - створення супутникових мереж зв'язку із забезпеченням входження органів виконавчої влади, державних підприємств, установ і організацій до глобальних міжнародних інформаційних мереж;

- розгортання супутникових розподільних мереж радіомовлення та телебачення;
забезпечення дипломатичних представництв і консульських установ України за кордоном супутниковим зв'язком та телерадіомовленням;
- 30) разом з Міністерством оборони України та іншими центральними органами виконавчої влади відповідно до їхньої компетенції здійснює державний нагляд за безпекою космічної діяльності;
- 31) разом з Міністерством оборони України формує і організовує виконання замовлень на створення і використання космічної техніки подвійного призначення на основі Загальнодержавної (Національної) космічної програми України, а також забезпечує функціонування і розвиток відповідних об'єктів наземної та космічної інфраструктури;
- 32) є державним замовником на поставку, закупівлю продукції, виконання робіт, надання послуг для потреб космічної галузі;
- 33) забезпечує у межах своєї компетенції виконання завдань з мобілізаційної підготовки та мобілізаційної готовності держави;
- 34) веде облік контрактів та інших угод, предметом яких є космічна діяльність, а також договорів купівлі-продажу, які укладаються українськими суб'єктами підприємницької діяльності з іноземними суб'єктами господарської діяльності;
- 35) вживає заходів до правового захисту об'єктів інтелектуальної власності, а також захисту державних інтересів у вирішенні питань використання об'єктів, створених у космічній галузі за рахунок бюджетних коштів;
- 36) забезпечує розвиток згідно з чинним законодавством системи страхування ризиків, що мають місце у діяльності НКАУ, його підприємств і організацій, а також страхування життя, здоров'я, майнових інтересів працівників;
- 37) в межах своєї компетенції забезпечує збереження державної та комерційної таємниці;
- 38) виконує інші функції у сфері космічної діяльності відповідно до законодавства України.

V. НКАУ має право:

- 1) залучати спеціалістів центральних та місцевих органів виконавчої влади, підприємств, установ, організацій (за погодженням з їх керівниками) до розгляду питань, що належать до його компетенції;
- 2) представляти Кабінет Міністрів України за його дорученням у міжнародних організаціях та під час укладання міжнародних договорів України у галузі космічної діяльності;
- 3) одержувати у встановленому законодавством порядку безоплатно від міністерств, інших центральних та місцевих органів виконавчої влади інформацію, документи і матеріали, а від Міністерства статистики України — статистичні дані, необхідні для виконання покладених на нього завдань;
- 4) скликати у встановленому порядку наради з питань, що належать до його компетенції;
- 5) укладати контракти на виконання робіт підприємствами, установами і організаціями космічної та інших галузей незалежно від форм власності;
- 6) самостійно або за участю спеціалістів інших центральних та місцевих органів виконавчої влади, установ і організацій здійснювати контроль за використанням та збереженням бюджетних коштів, одержаних за контрактами підприємствами, установами і організаціями — виконавцями робіт у космічній галузі;
- 7) утворювати експертні комісії та організувати проведення комплексної експертизи програм і проектів у сфері космічної діяльності, залучати до роботи в цих комісіях, а також для проведення консультацій, аналізу стану ракетно-космічного потенціалу та складання відповідних прогнозів вітчизняних і зарубіжних учених, спеціалістів та експертів міжнародних організацій, іноземних підприємств, включаючи на контрактній основі.

VI. НКАУ в процесі виконання покладених на нього завдань взаємодіє з іншими центральними і місцевими органами виконавчої влади, органами Автономної Республіки Крим, органами місцевого самоврядування, а також з відповідними органами інших держав.

VII. НКАУ в межах своїх повноважень на основі та на виконання актів законодавства України видає накази, організовує та контролює їх виконання.

Рішення НКАУ з питань космічної діяльності, видані у межах його повноважень, є обов'язковими для виконання центральними та місцевими органами виконавчої влади, органами місцевого самоврядування, підприємствами, установами і організаціями незалежно від форм власності, а також громадянами.

НКАУ в разі потреби може видавати разом з іншими центральними та місцевими органами виконавчої влади спільні нормативні акти.

VIII. НКАУ очолює Генеральний директор, якого призначає Президент України за поданням Прем'єр-міністра України.

Генеральний директор має заступників, які призначаються згідно з чинним законодавством України. Розподіл обов'язків між заступниками здійснює Генеральний директор.

Генеральний директор НКАУ:

здійснює керівництво дорученими йому сферами діяльності і несе відповідальність перед Президентом України та Кабінетом Міністрів України за стан справ у цих сферах, визначає ступінь відповідальності заступників Генерального директора, керівників підрозділів НКАУ;

розпоряджається бюджетними асигнуваннями, що передаються на утримання і забезпечення діяльності НКАУ;

затверджує статuti (положення) підприємств, установ і організацій, що належать до сфери управління НКАУ;

затверджує в межах асигнувань, затверджених Кабінетом Міністрів України, кошторис витрат на утримання установ, які фінансуються з державного бюджету;

призначає на посади, переміщує по службі відряджених до НКАУ військослужбовців, а також вносить подання до Міністерства оборони України про присвоєння їм у встановленому порядку чергових військових звань;

організовує роботу колегії НКАУ і головує на її засіданнях;

здійснює інші повноваження, передбачені законодавством.

IX. Для погодженого вирішення питань, що належать до компетенції НКАУ, обговорення найважливіших напрямів його діяльності та розвитку космічної галузі в НКАУ утворюється колегія у складі Генерального директора, заступників Генерального директора за посадою, а також інших керівних працівників НКАУ.

До складу колегії можуть входити керівники інших центральних органів виконавчої влади, а також підприємств, установ і організацій, що належать до сфери управління НКАУ.

Членів колегії затверджує Кабінет Міністрів України.

Рішення колегії проводяться в життя наказами НКАУ.

X. Для розгляду наукових рекомендацій та інших пропозицій щодо головних напрямів розвитку науки і техніки, обговорення найважливіших програм та інших питань в НКАУ створюється науково-технічна рада з числа вчених і висококваліфікованих фахівців.

Склад науково-технічної ради і положення про неї затверджує Генеральний директор НКАУ.

У НКАУ з урахуванням специфіки його діяльності можуть утворюватися й інші дорадчі та консультативні органи. Склад цих органів і положення про них затверджує Генеральний директор.

XI. Граничну чисельність і фонд оплати праці працівників центрального апарату НКАУ затверджує Кабінет Міністрів України.

Структуру центрального апарату НКАУ затверджує Віце-прем'єр-міністр України.

Штатний розпис центрального апарату НКАУ і положення про його структурні підрозділи затверджує Генеральний директор НКАУ.

XII. НКАУ є юридичною особою, має самостійний баланс, розрахунковий та інші рахунки в установах банку, печатку із зображенням Державного Герба України та своїм найменуванням.

Правові проблеми сприяння інвестиціям в космічній галузі України

О. В. Беглий, О. В. Кудрявченко, Р. В. Передерій

Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 26.06.97

Розглядається стан правового забезпечення та проблеми створення сприятливого правового оточення для інвестицій у космічну галузь України.

НАЦІОНАЛЬНЕ ПРАВО І ЗОВНІШНЬОЕКОНОМІЧНА ДІЯЛЬНІСТЬ

Проблемам участі України в міжнародному поділі праці юридична література до останнього часу не приділяла належної уваги. Уваги, адекватної тому величезному значенню, що має використання зовнішньо-економічних зв'язків в реалізації національних економічних інтересів України. Це значення пов'язано, в першу чергу, з тим, що в сучасному взаємозалежному світі взаємодоповнюваність національних економік різних країн досягла такого рівня, що зовнішньоекономічні зв'язки прямо й безпосередньо впливають на процес відтворення в кожній з них, постаючи, таким чином, одним із вирішальних структуротворчих факторів.

Правова база участі незалежної України в міжнародному поділі праці була започаткована разом із проголошенням державного суверенітету (Декларація, 1990). Трохи згодом, в серпні 1990 року із прийняттям «Закону про економічну самостійність Української РСР» (Закон, 1990) і ще через рік — «Акту проголошення незалежності України» (Акт, 1991) наша країна як суб'єкт міжнародного права затвердилась у світовому співтоваристві. Концептуального значення набули прийняті пізніше Верховною Радою такі Закони України «Про зовнішньоекономічну діяльність» (Закон, 1991д), «Про іноземні інвестиції» (Закон, 1992в), ряд інших та Конституція України (1996), в яких питанням

зовнішньоекономічної діяльності в житті суспільства відведено належне місце.

У статтях Закону України «Про космічну діяльність» (Закон, 1996б), що стосуються мети та засад провадження космічної діяльності, велику увагу приділено питанням активної участі космічної галузі країни у міжнародному поділі праці та створенні потужного експортного потенціалу держави. На розвиток цих положень «Концепція космічної діяльності в Україні» (Концепція, 1996) на найближчі 10—15 років однією з найважливіших засад провадження цієї діяльності визначає «сприяння інтеграції країни у світову економіку», а як зазначено в проекті Загальнодержавної (Національної) космічної програми України (Проект, 1997) на 1998—2002 рр.:

«У досягнення мети космічної діяльності наступного періоду можливо виділити два основних етапи: — перший (1998—2002 рр.) — ... сталий вихід на міжнародні ринки космічних послуг і технологій; — другий (2003—2012 рр.) — ... адекватна потенціалу космічної галузі України участь національних суб'єктів космічної діяльності у міжнародному поділі праці світової космічної галузі.»

Міжнародні економічні відносини і прогрес країни. Враховуючи соціально-економічні орієнтири суспільства, міжнародні економічні відносини сьогодні мають важливе, якщо не вирішальне значення для

прогресивного розвитку нашої держави взагалі, і космічної галузі України зокрема. Раціональне використання міжнародних економічних відносин для сталого розвитку суспільства передбачає, щоб економіка країни була інтегрована у світове господарство (а національна космічна галузь, відповідно, займала адекватне своєму потенціалу місце на світовому ринку послуг і технологій). Об'єктивна необхідність включення України у систему міжнародного поділу праці зумовлена в першу чергу тим, що будь-яка із цивілізованих держав світу не може стояти осторонь глобальних процесів, які охоплюють і характеризують напрям та перспективи розвитку світової економіки і людського суспільства у цілому. Економічний суверенітет нашої країни є основою державної незалежності, а адекватна науково-технічному потенціалу України участь у міжнародному поділі праці надає реальну базу структурній трансформації та розвитку національної економіки.

В той же час політична, економічна, соціальна та правова обстановка в нашій державі, яка переходить від господарської замкнутості до ринкової економіки, з однієї сторони, та специфіка розвитку національної космічної галузі, з іншої, дають підстави стверджувати, що механічне перенесення набутого світового досвіду для інтеграції України в світовий космічний ринок неможливе.

Крім цього, процес залучення молодих незалежних держав у міжнародний поділ праці характеризується рядом як об'єктивних, так і суб'єктивних обмежень:

- світове господарство, виступаючи матеріальною основою держав міжнародного співтовариства, досягло у своєму розвитку таких обсягів і якості взаємодоповнення національних економік, що являє собою певний економічний організм;
- інтеграція економік молодих незалежних держав в єдиний організм світового господарства є тривалим і складним процесом;
- для більшості пострадянських республік значною перешкодою процесів інтеграції до світового господарства є те, що вони як складові частини СРСР майже повністю залишилися без розвинутої інфраструктури забезпечення зовнішньоекономічної політики.

Для України все зазначене підсилюється на фоні болісних процесів перебудови економіки, що знаходиться у кризовому стані.

Так чи інакше, але розвиток політичних, економічних, науково-технічних, валютно-фінансових відносин України з державами світового співтовариства виступає одним із головних факторів стабі-

лізації національної економіки і її «високо-технологічного каталізатора» — космічної галузі.

КОНЦЕПЦІЯ ЗОВНІШНЬОЕКОНОМІЧНОЇ ПОЛІТИКИ УКРАЇНИ

В Концепції зовнішньоекономічної політики України (Проект, 1996) зазначено: «Проблема активізації зовнішньоекономічної діяльності України на сучасному етапі має винятково важливе значення. Це пов'язано, по-перше, із внутрішніми факторами, зокрема перехідним станом економіки, що спричиняє її об'єктивні незбалансованість, повільними темпами її структурної перебудови, надмірно енерго- та ресурсоемністю, низькою конкурентоспроможністю національного виробництва, стагфляцією внаслідок недосконалості податкової, грошової, банківсько-кредитної і фондової систем, поступовим зменшенням науково-технічного і технологічного потенціалів, повільністю та низькою ефективністю процесів приватизації, низьким рівнем облаштованості державного та митних кордонів, криміналізацією різних видів і форм економічних відносин.

По-друге, це зумовлено й зовнішніми факторами, а саме: надмірною залежністю економіки України (від 20 до 90 відсотків) від монопольних ринків постачання стратегічно важливих товарів (енергоносії, сировина та інші матеріальні ресурси), а багатьох вітчизняних підприємств — від зарубіжних партнерів, які здійснюють завершальні технологічні процеси випуску продукції, високим рівнем залежності структурного та технологічного реформування економіки України від зовнішніх джерел фінансування, відсутністю розвинутої зовнішньоторговельної інфраструктури, статусом України як «торговельного аутсайдера» у світовій торгівлі через відсутність повного та/чи асоційованого членства у Світовій організації торгівлі (СОТ), Європейському Союзі (ЄС), Центральній-Європейській асоціації вільної торгівлі (СЕФТА) та інших торговельно-інтеграційних угрупованнях системи ГАТТ/СОТ, жорстким тиском як з боку східних, так і західних країн на зовнішньоекономічну діяльність України шляхом застосування різноманітних торговельних, інвестиційних, торговельно-стандартних, фітосанітарних, технологічних і фінансових обмежень».

Згідно з Концепцією до стратегічних цілей розвитку зовнішньоекономічної діяльності України належать:

1. Цілеспрямоване сприяння структурній перебудові економіки країни.

2. Переорієнтація участі України у світовому розподілі праці як щодо товарної спеціалізації, так і щодо договірно-правових та політичних умов.

3. Забезпечення економічного суверенітету та безпеки держави.

Досягнення цих цілей, серед іншого, передбачає:

- Вдосконалення валютної, експортної, митної та інших форм контролю зовнішньоекономічної діяльності для оптимального збереження і розширення традиційних для українського експорту товарно-регіональних ніш на світовому ринку з метою підтримки та нарощування вітчизняного виробництва.
- Створення потужного експортного потенціалу із значною питомою вагою у його структурі виробів машинобудування та послуг, посідання Україною належного місця у міжнародному поділі праці, включаючи входження до міжнародно-спеціалізованих галузей і видів виробництва, ринків торгівлі, фінансів і робочої сили.
- Ефективне використання зарубіжних фінансових активів і матеріальних ресурсів для прискорення структурної та технологічної перебудови економіки країни, призупинення спаду виробництва і започаткування його зростання.
- Запровадження в практику сучасних форм економічної взаємодії з іноземними державами (науково-технічне співробітництво, виробнича кооперація, інжиніринг, лізинг) на основі взаємовигідного використання обопільного руху товарів, послуг, капіталів і робочої сили.
- Забезпечення правової, політичної, фінансової, інформаційної підтримки державою просування вітчизняних товарів і послуг на ринки з високим ступенем монополізації або захищених шляхом вжиття протекціоністських заходів іноземними державами.
- Досягнення взаємовигідних і збалансованих торговельних режимів у відносинах із зарубіжними країнами та їх торговельно-економічними угрупованнями, організаціями, союзами, і насамперед з Російською Федерацією та іншими країнами СНД.
- Поступова інтеграція України, з урахуванням її національних економічних інтересів, у систему світової торгівлі та міжнародного поділу праці шляхом вступу до авторитетних міжнародних організацій (СОТ, СЕФТА тощо) на основі двосторонніх угод з окремими їх членами.
- Проведення поетапної та всебічної диверсифікації зовнішньоекономічних зв'язків України з метою досягнення їх збалансованої геополітичної структури.

Велику увагу Концепція приділяє розвитку експортного потенціалу національної економіки. Для реалізації цього вирішального фактора інтеграції України у світовий ринок має бути розроблена *Загальнодержавна програма розвитку експортного потенціалу*, яка повинна передбачити, зокрема, закріплення та розширення традиційного українського експорту, підвищення його ефективності; зменшення в експорті частини продукції з низьким ступенем обробки та стимулювання збільшення продукції високого ступеня обробки; посилення впливу держави на формування експортних потоків на основі геополітичної диверсифікації експорту; захист внутрішнього ринку від експорту і реекспорту імпортованої продукції на умовах демпінгу; обмеження вивезення товарів, обсяги виробництва яких недостатні для забезпечення потреб внутрішнього ринку або для виробництва яких немає надійної ресурсної бази; стандартизація та сертифікація експортної продукції згідно з вимогами країн-імпортерів; запровадження вітчизняних технологій з виробництва імпортозамінних та експортоспроможних товарів з метою ослаблення вразливості української економіки в умовах зовнішньоекономічного та політичного тиску; формування механізму кредитної, інформаційної підтримки експортерів; вдосконалення податкової системи та митно-тарифного регулювання вивезення дефіцитних видів продукції та сировини.

Важливим резервом розвитку експортного потенціалу України Концепція називає використання конверсії оборонної промисловості. Протягом наступних 8—10 років продукція приладо- та машинобудування має стати домінуючою в експорті країни, з відповідним зменшенням частки експорту сировинних та паливно-енергетичних ресурсів до такого рівня, який визначатиметься ефективним співвідношенням національних витрат на виробництво товарів і цін на зовнішньому ринку.

Космічна галузь України і розвиток експортного потенціалу держави. Україна визнана світовим співтовариством як одна із провідних космічних держав, і двосторонні угоди останніх років про співробітництво у космічній сфері із США, Російською Федерацією, Китаєм, іншими «космічними» країнами світу є красномовним свідченням цього. У той же час можливість щодо зайняття своєї ніші на світовому ринку космічних послуг та технологій, отримання вигідних міжнародних контрактів пов'язані із неодмінним додержанням загальновизначених норм і принципів міжнародного космічного права, положень багатосторонніх і двосторонніх угод, що мають відношення до космічної діяльності, інших міжнародних документів або неформальних

домовленостей, що регулюють відносини між суб'єктами світового космічного ринку, наприклад, сумлінним виконанням умов режиму контролю за нерозповсюдженням ракетних технологій, виконанням зобов'язань щодо захисту інтелектуальної власності та збереження авторських прав тощо. Якщо Україна й надалі прямуватиме курсом правової держави, ці важливі міжнародно-правові аспекти повинні обов'язково знайти своє відображення у національному законодавстві. Іншими словами, визнання України як суверенної космічної держави, а також надання їй світовим співтовариством можливостей для реалізації свого космічного потенціалу (інтеграція у світовий ринок космічних послуг і технологій) знаходиться у залежності від ефективності реалізації міжнародно-правових норм у національному законодавстві.

З іншого боку, космічна галузь — одна з небагатьох галузей національної економіки, що вже сьогодні має досить солідний експортний потенціал. Національна космічна галузь почала досить активно інтегруватись у світовий ринок космічних послуг та технологій. Унікальні можливості у цьому напрямку відкривають міжнародні проекти «Глобалстар», «Морський старт», «УкрБалконсат» тощо.

Проект «Глобалстар», що реалізується в непростих економічних умовах сьогодення, має велике значення і для космічної галузі, і для держави як у політичному, так і в економічному аспекті. Це перший в історії незалежної держави масштабний комерційний проект використання ракети-носія українського виробництва, який фактично підтверджує статус України як космічної держави.

З економічної точки зору запуск трьох ракет-носіїв «Зеніт» — надзвичайно вигідний для України контракт, що забезпечує збереження існуючих і створення нових робочих місць у космічній галузі та галузі зв'язку.

Крім цього, з'являються перспективи подальшого використання ракет-носіїв «Зеніт», «Циклон» та нових РН, створених на базі існуючих, для виводу на орбіту супутників дистанційного зондування Землі (у тому числі спільно з Європейським космічним агентством), КА Глобальної системи супутникового зв'язку ТЕЛЕДЕСІК (понад 200 КА), ШСЗ інших комерційних проектів, а також участі у міжнародному проекті «Морський старт», який президентом Світового Банку Дж. Вульфенсоном на зустрічі з Президентом України Л. Кучмою визначено як один із пріоритетних для співробітництва.

Міжнародний проект створення ракетно-космічного комплексу морського базування (в останній редакції) з'явився в 1993 році і пізніше отримав

назву «Сі Лонч» («Морський старт»). Попереднє обговорення показало, що інтереси зарубіжних компаній (російської «Енергія», норвезької «Кварнер», американської «Боїнг») та українських учасників проекту (ДКБ «Південне» і ВО «Південний машинобудівний завод») багато у чому співпадають, а можливості, які кожна з них має і може внести до проекту, створюють реальні підвалини для його втілення у життя.

Значення проекту «Морський старт» для космічної галузі України важко перебільшити. Досить сказати, що цей проект XXI століття призведе до серйозних змін у кон'юктурі світового ринку космічних запусків. За попередніми оцінками Euroconsult (Space News, 1996, грудень), частка нової РН «Зеніт-3SL» консорціуму «Сі Лонч» в загальному обсязі послуг із комерційних космічних запусків у найближчі десять років становитиме біля 11 %, тобто зрівняється з відповідними показниками для визнаних на світовому ринку РН «Atlas» (США) і «Long March» (Китай), трохи поступаючись РН «Delta» (17 %, США) та «H2» (16 %, Японія). Враховуючи цілий комплекс порівняльних техніко-економічних показників і конкурентні перспективи зазначених РН, а також таких РН, як «Протон», «Ariane» та інших, тенденції розвитку світового ринку космічних запусків, національні експерти схильні вважати цю цифру відверто заниженою.

Широкомасштабний вихід лідерів української космічної галузі на світовий ринок космічних запусків (а саме так розцінюється участь ДКБ «Південне» і ВО «Південний машинобудівний завод» у зазначених проектах) дасть можливість не тільки зберегти науково-технічний потенціал галузі, тисячі робочих місць, але й слугуватиме активній рекламі української ракетно-космічної техніки, подальшій інтеграції галузі у світовий ринок космічних послуг і технологій.

Крім вищезазначеного, очікується зростання іноземного попиту на здобутки національної космічної галузі в таких сферах, як практичне використання інформації ДЗЗ (з борту КА серії «Січ»); експлуатація на комерційних засадах унікальних наземних засобів і комплексів керування КА; створення КА різноманітного призначення для комерційного використання; використання інших наборок українських вчених та інженерів з напрямків: космобіологія, телемедицина, моделювання факторів космічного простору, зварювання у космосі, унікальні конструкції та передові технології тощо.

Тобто, Україна активно виходить на світовий космічний ринок: на сьогодні серед здобутків зовнішньоекономічної активності національної косміч-

ної галузі понад 100 міжнародних комерційних контрактів, і це — тільки початок!

Як визначено Законом України «Про космічну діяльність», основними засадами зовнішньоекономічної стратегії національної космічної галузі є:

- всебічний захист державного суверенітету та національних економічних інтересів;
- верховенство закону в регулюванні всіх видів і форм зовнішньоекономічної діяльності, юридична рівність всіх її суб'єктів, включаючи державу;
- свобода зовнішньоекономічного підприємництва у межах закону та за умови непорушення прав та свобод інших суб'єктів зовнішньоекономічної діяльності;
- захист законних інтересів суб'єктів зовнішньоекономічної діяльності як на території України, так і поза її межами;
- рівність, взаємовигідність і еквівалентність міжнародного економічного співробітництва суб'єктів зовнішньоекономічної діяльності космічної галузі України та неприпустимість різних форм дискримінації та недобросовісної конкуренції;
- узгодженість зовнішньоекономічної політики галузі із зовнішньою та внутрішньою політикою України на всіх рівнях (стратегічному, тактичному та оперативному);
- системна послідовність під час здійснення зовнішньоекономічних перетворень у галузі, еволюційність їх розвитку;
- прийняття управлінських рішень у сфері зовнішньоекономічної діяльності галузі на основі постійного, системного і цільового моніторингу процесів із використанням комплексу об'єктивних критеріїв.

Національна космічна галузь завжди мала науково-технічні та економічні зв'язки з країнами світового співтовариства. Однак зайняття нею пристойного місця на світовому ринку космічних послуг і технологій має свої особливості, які головним чином зумовлені тим, що нині Україна виступає сьогодні суверенною космічною державою. І ця об'єктивна реальність знайшла відображення у багатьох міжнародних актах, численних документах, укладених на міждержавному, міжурядовому чи міжгалузевому рівні. Це також зафіксовано у відповідних нормативно-правових документах, які становлять правові підвалини формування та подальшого вдосконалення зовнішньоекономічних зв'язків української космічної галузі.

Таким чином, проблеми інтеграції національної космічної галузі в світовий космічний ринок послуг і технологій органічно пов'язані як з прогресом у

становленні України як незалежної космічної держави, так і з вирішенням проблем найефективнішого використання зовнішньо-політичних, а також зовнішньоекономічних зв'язків.

ПРОБЛЕМИ СТВОРЕННЯ СПРИЯТЛИВОГО ПРАВОВОГО СЕРЕДОВИЩА ДЛЯ ІНВЕСТИЦІЙ В УКРАЇНІ

Інвестиції та проблеми вдосконалення зовнішньоекономічної діяльності. Для вирішення проблем щодо оптимальної інтеграції національної економіки у систему світового ринку необхідні наявність та можливість оптимального використання і традиційних і новітніх, політичних і правових, фінансово-валютних і соціальних як об'єктивних, так і суб'єктивних передумов розвитку цього процесу. І треба особливо зазначити, що надзвичайного значення в цьому процесі набуває створення ефективного національного механізму практичної реалізації зовнішньоекономічних відносин, насамперед достатнього та сприятливого правового середовища зовнішньоекономічної діяльності, активного залучення до міжнародного поділу праці усіх її конкурентоспроможних галузей, і в першу чергу космічної галузі.

З цієї точки зору при різних експертних оцінках економічної ситуації на Україні незаперечною є наявність головних чинників, від яких залежить збереження і підтримання сьогоденної економіки, її структурна перебудова та подальший розвиток:

- бюджетний дефіцит, якого неможливо уникнути за будь-якого варіанту розвитку політичної та економічної ситуації;
- потреба в інвестиційних капіталах для реального сектора економіки, без яких окремі галузі можуть просто припинити своє існування;
- вкрай низький рівень внутрішніх фінансових накопичень, що не дозволяє одночасно і адекватно задовольнити потреби державного бюджету та потреби у виробничих інвестиціях, спрямованих на оновлення та структурну перебудову економічного потенціалу.

Отже, обов'язковою і об'єктивно необхідною умовою виходу України з економічної кризи є пошук коштів, необхідних для фінансування бюджетного дефіциту, а також активної інвестиційної діяльності в сфері виробництва, причому значна частина цих коштів повинна надходити із закордонних джерел фінансування.

Україна сьогодні переживає інвестиційну кризу. На цей час надходження як іноземного, так і національного капіталу у високотехнологічні секто-

ри національної економіки за світовими мірками дуже незначні і не відповідають потребам країни в інвестиціях.

В той самий час інвестиції повинні розглядатись як стимулятор економічного розвитку та політичної стабілізації при умові, що основні напрямки інвестиційних процесів знаходяться в руслі загальної економічної стратегії держави. При цьому, враховуючи нелегалізований характер більшості національних приватних капіталів і предметно-об'єкту спрямованість діяльності власників цих фінансових накопичень (потенційних інвесторів), сьогодні тільки іноземні інвестиції здатні позитивно впливати на платіжний баланс країни, рівень зайнятості населення, структурну перебудову економіки, впровадження новітніх технологій тощо.

Особливо важливим виглядає вирішення цієї проблеми для забезпечення структурних зрушень у такій визначальній для подальшого сталого розвитку національної економіки та інтеграції її у світове господарство сфері, як зовнішньоекономічна діяльність, в ході якої, безсумнівно, має відбуватися поступове збільшення у структурі українського експорту частки товарів машинобудівної та інших високотехнологічних галузей.

У більш широкому контексті іноземні інвестиції слід розглядати як елемент залучення сукупного іноземного капіталу в країну для здійснення економічних перетворень. Про цьому треба усвідомлювати, що масштаби залучення іноземних капіталів та їх раціональний розподіл між бюджетом і виробничими інвестиціями будуть залежати від того, наскільки стратегія держави, методи та інструменти, які застосовуються у цьому процесі, будуть привабливими щодо реалізації інтересів іноземних інвесторів.

Концепція зовнішньоекономічної політики України про державне сприяння залученню іноземних інвестицій. Одним із вирішальних напрямків стимулювання експорту наукоємної та високотехнологічної продукції Концепція зовнішньоекономічної політики України визначає залучення інвестицій, у тому числі іноземних, надання державних гарантій за кредити для участі у міжнародних тендерах. Крім залучення активів Світового банку (реалізація проекту розвитку українського експорту) і для створення системи кредитування експортної продукції високого ступеня переробки, насамперед машинобудівної, доцільним визнається створення акціонерного Експортного банку за участю держави. З метою мінімізації ризику неповернення експортних кредитів, забезпечення захисту експортерів від комерційних і політичних ризиків необхідно вжити заходів щодо вдосконалення системи

страхування таких кредитів, у тому числі шляхом утворення експортної страхової компанії, яка повинна, зокрема, використовувати механізм перерозподілу ризиків серед страхових компаній, включаючи зарубіжні.

Державна політика стосовно іноземних інвестицій спрямовуватиметься на істотне збільшення їх насамперед у пріоритетні галузі економіки України для сприяння модернізації та підвищенню технологічного рівня виробництва, забезпечення просування українських товарів і послуг на міжнародні ринки. Перевага має віддаватися прямим інвестиціям підприємницького капіталу, а також контрольованому збільшенню кредитних інвестицій.

Треба також врахувати, що, без сумніву, прямі іноземні інвестиції є одним із найбільш ефективних засобів інтеграції національної економіки у світове господарство, причому особливо важливо зазначити: саме виробничої інтеграції, а не такої, що йде шляхом організації зв'язків у сфері обігу.

Проблеми створення сприятливого правового оточення інвестиційної діяльності в Україні. Як вже підкреслювалось, серед важливих стратегічних питань подальшого розвитку національної космічної галузі, нарощування її експортного потенціалу та зайняття галуззю адекватного її потенціалу місця на світовому космічному ринку чи не найважливішою на сьогодні є *проблема залучення інвестиційних коштів для реалізації ряду масштабних проектів, тобто встановлення сприятливого інвестиційного клімату в державі, створення правових умов для здійснення великомасштабних інвестиційних проектів.*

Серед багатьох напрямів державного регулювання інвестиційної діяльності в Україні створення сприятливого правового оточення є чи не найважливішим.

На цей час в Україні не існує єдиної стратегії розвитку інвестиційної політики, в тому числі за прямими іноземними інвестиціями. Тим більше заходи, що здійснюються у вказаному напрямку, не узгоджені із самою стратегією проведення економічних реформ у країні.

Новий Закон України «Про режим іноземного інвестування» (Закон, 1994в) припинив дію Закону України «Про державну програму заохочення іноземних інвестицій в Україні» (Закон, 1994а), створивши певний правовий вакуум у законодавчому полі. Тому було б доцільно у стислі строки розробити і затвердити Верховною Радою загальну концепцію розвитку інвестиційної діяльності в Україні. Першочерговим завданням у цьому напрямку є також розроблення *Загальнодержавної програми стимулювання інвестицій* (як іноземних, так і

вітчизняних). Головна роль в ініціюванні розроблення цих проблем належить, безумовно, Верховній Раді України, яка може всебічно, обгрунтовано і детально, із залученням відповідних фахівців розглянути ці питання.

Основним законодавчим актом, який сьогодні регулює діяльність іноземних інвесторів на території України, є Закон України «Про режим іноземного інвестування» (далі — Закон). Разом з тим окремі моменти іноземного інвестування регулюються відповідними положеннями Законів України «Про зовнішньоекономічну діяльність» (Закон, 1991д), «Про міжнародні договори України» (Закон, 1994б), «Про дію міжнародних договорів на території України» (Закон, 1992а), «Про правовий статус іноземців» (Закон, 1994в), «Про власність» (Закон, 1991б), «Про підприємства в Україні» (Закон, 1991в), «Про підприємництво» (Закон, 1991а), «Про господарські товариства» (Закон, 1991ж), «Про приватизацію майна державних підприємств» (Закон, 1992б), «Про банки і банківську діяльність» (Закон, 1991г), «Про науково-технічну інформацію» (Закон, 1993) та інші, усього понад 25 найменувань.

На території України підприємства з іноземними інвестиціями створюються і діють у формах, передбачених чинним законодавством, причому відповідно до Декрету Кабінету Міністрів України «Про впорядкування діяльності суб'єктів підприємницької діяльності, створених за участю державних підприємств» від 31 грудня 1992 року (Декрет, 1993) встановлено, що державні підприємства не можуть бути засновниками суб'єктів підприємницької діяльності будь-яких організаційних форм і видів.

Форми та види іноземного інвестування в Україні визначені в Законі України «Про режим іноземного інвестування». Як регламентовано статтями 2, 3 цього Закону, іноземні інвестиції можуть здійснюватися у багатьох формах, у тому числі шляхом придбання різних майнових прав, прав інтелектуальної власності, вартість яких у конвертованій валюті підтверджена згідно із законами (процедурами) країни-інвестора або міжнародними торговельними звичаями, а також експертною оцінкою в Україні. Зазначене включає легалізовані на території України авторські права, права на винаходи, корисні моделі, промислові зразки, знаки для товарів і послуг, ноу-хау тощо.

Стосовно цього останнього виду іноземних інвестицій слід наголосити, що, як свідчить світовий досвід, на практиці особливу складність матиме процес підтвердження оцінки у конвертованій валюті інтелектуальної іноземної власності, навіть за

умови посилання на її підтвердження згідно із законодавством країни-інвестора або міжнародними торговельними звичаями, а також підтвердження її експертною оцінкою в Україні. За загальноприйнятими правилами така оцінка здійснюється за згодою сторін і фіксується або окремим правовим документом (актом, протоколом), або включається окремим пунктом у відповідний договір про здійснення інвестування (наприклад, в установчий договір про створення СП). Виходячи з цього, з урахуванням надання особливих пільг можливо очікувати створення СП, статутний фонд яких буде повністю (або майже повністю) складатися з однієї інтелектуальної власності. Навіть якщо припустити, що подібна власність повинна бути засвідчена патентами, авторськими свідоцтвами тощо, то все одно ліквідність такого СП, тобто реальне забезпечення майнових прав кредиторів, може бути проблематичною.

Ще одна проблема може виникнути внаслідок спроб застосування положень статті 10 Закону, де визначено, що іноземні інвестори мають право на відшкодування збитків, включаючи упущену вигоду і моральну шкоду. Але на цей час у національному законодавстві ще немає нормативних актів, які б встановлювали процедуру визначення вартості компенсаційних виплат щодо втраченої вигоди або завданої моральної шкоди. І головне — законом не визначено, хто повинен відшкодувати ці збитки (держава, уряд, конкретні центральні органи виконавчої влади тощо), а також джерела, з яких покриваються зазначені збитки. Крім цього, встановлене Законом визначення «компенсація повинна бути швидкою, адекватною і ефективною» потребує відпрацювання механізму її (компенсації) реалізації, в той же час регламентація дії зазначеного механізму в Законі відсутня, що вимагатиме в майбутньому прийняття відповідних підзаконних актів або необхідності внесення змін і доповнень до існуючих законодавчих актів.

Окремий розділ в Законі присвячено питанню державних гарантій захисту іноземних інвестицій. Для іноземних інвесторів на території України встановлюється національний режим інвестиційної та іншої господарської діяльності за винятками, передбаченими чинним законодавством та міжнародними договорами України. Це означає, що іноземні суб'єкти господарської діяльності мають обсяг прав і обов'язків, не менший ніж суб'єкти господарської діяльності України. Для окремих суб'єктів підприємницької діяльності, які здійснюють інвестиційні проекти із залученням іноземних інвестицій, що реалізуються відповідно до державних програм розвитку пріоритетних галузей еко-

номіки, соціальної сфери і територій, може встановлюватись пільговий режим інвестиційної та іншої господарської діяльності. Законами України можуть визначатися території, на яких діяльність іноземних інвесторів та підприємств з іноземними інвестиціями обмежується або забороняється, виходячи із вимог національної безпеки. Якщо в подальшому спеціальним законодавством України змінюватимуться державні гарантії захисту іноземних інвестицій, зазначені в розділі II цього Закону, то протягом десяти років з дня набуття чинності такими нормативними актами на вимогу іноземного інвестора застосовуватимуть державні гарантії захисту іноземних інвестицій, зазначені в цьому Законі. Стосовно державних гарантій необхідно зазначити, що суб'єктом, який отримує державні гарантії, є іноземний інвестор, а не підприємство з іноземними інвестиціями. Іноземні інвестиції в Україні, згідно із Законом, не підлягають націоналізації. Державні органи не мають права реквізувати іноземні інвестиції, за винятком випадків здійснення рятівних заходів у разі стихійного лиха, аварій, епідемій, епізоотій. Зазначена реквізиція може бути проведена на підставі рішень органів, уповноважених на це Кабінетом Міністрів України. Рішення про реквізицію іноземних інвестицій та умови компенсації можуть бути оскаржені в судовому порядку. Спори між іноземними інвесторами і Державою з питань державного регулювання іноземних інвестицій та діяльності підприємств з іноземними інвестиціями підлягають розгляду в судах України, якщо інше не визначено міжнародними договорами України. Усі інші спори підлягають розгляду в судах та/або арбітражних судах України або за домовленістю сторін у третейських судах, у тому числі за кордоном.

При розгляді питання про правове регулювання іноземних інвестицій в Україні необхідно враховувати також те, що крім внутрішнього національного законодавства існує сукупність міжнародних договорів України з окремими країнами про сприяння та взаємний захист іноземних інвестицій, які здійснюють безпосередній вплив на інвестиційний клімат в Україні. Особливість цих договорів полягає в тому, що в них для інвесторів країн-учасниць договору надається більш пільговий, відмінний від національного, режим. Згідно з Конституцією та Законом України «Про дію міжнародних договорів на території України» укладені та належним чином ратифіковані Україною міжнародні договори становлять невід'ємну частину національного законодавства.

Охорона та здійснення прав інтелектуальної

власності підприємств з іноземними інвестиціями забезпечуються згідно з чинним законодавством України. Підприємства з іноземними інвестиціями самостійно вирішують питання патентування (реєстрації) за кордоном винаходів, промислових зразків, товарних знаків та інших об'єктів інтелектуальної власності, які їм належать, відповідно до законодавства України.

Страховання майна та ризиків підприємства з іноземними інвестиціями здійснюється на його розсуд, якщо інше не передбачено законодавством України. Згідно із Законом України «Про зовнішньоекономічну діяльність» страхування зовнішньоекономічних операцій в Україні здійснюється комерційними страховими компаніями (державними, акціонерними, іноземними, змішаними, кооперативними та іншими), а також іншими суб'єктами зовнішньоекономічної діяльності, до статутного предмету діяльності яких входять страхові операції (страхування). Вибір страхової компанії (страхувача) здійснюється суб'єктами зовнішньоекономічної діяльності самостійно. Страхування зовнішньоекономічних операцій з боку суб'єктів зовнішньоекономічної діяльності здійснюється в Україні на договірних засадах і є добровільним, якщо інше не передбачено законами України. Страхування зовнішньоекономічних операцій здійснюється в Україні щодо ризиків, які існують у світовій практиці.

Основним показником досконалості національної законодавчої бази у сфері іноземних інвестицій є як кількість, так і якість цих інвестицій. Щодо їхньої кількості, то вони так і не стали впливовим чинником у відбудові нашої економіки; щодо якості, то вони переважно спрямовуються у невиробничу сферу, де обіг капіталу набагато швидший, а контроль за сплатою податків налагодити порівняно важче.

Космічна галузь належить якраз до іншого полюсу економіки, і швидкого прибутку тут очікувати не варто. Проте продукція наших підприємств все ж таки може зацікавити світових космічних гігантів, тому свідоцтвом міжнародні комерційні контракти «Морський старт» і ГЛОБАЛСТАР.

Аналізуючи перший із цих проектів, можна зробити важливі висновки стосовно режиму іноземного інвестування в Україні як щодо того, яким бачать іноземні інвестори його сьогоdnішній стан, так і того, яким вони хотіли б бачити його у майбутньому.

За проектом «Морський старт» передбачається створення космічного ракетного комплексу (КРК) на базі модернізованої ракети-носія українського виробництва «Зеніт» для виведення з акваторії Світового океану на орбіту ШСЗ космічних апаратів різноманітного призначення, у тому числі

комерційних супутників. За проектом інвестиції в українську космічну галузь у розмірі 100 млн доларів США здійснюватимуться у формі авансування робіт ДКБ «Південне» і ВО «Південмашзавод» з модернізації та наступного виготовлення першої та другої ступенів ракети-носія «Зеніт-2М». Домовленість про надання коштів на це авансування вже майже два роки тому досягнуто з «Чейз Мангеттен Бенк», але кредит досі не отримано.

Річ у тім, що «Чейз Мангеттен Бенк» не вважає Україну державою із стабільною політичною ситуацією. На його думку, у разі настання в Україні певних політичних ризиків можуть виникнути обставини, за яких «Сі Лонч» не зможе повернути надану їй позику. Таким чином, для відкриття кредитної лінії потрібне надання «Чейз Мангеттен Банку» гарантій, що позику буде повернуто в повному обсязі незалежно від перебігу подій в Україні. Ці гарантії погодився надати Міжнародний банк реконструкції і розвитку, зажадавши, у свою чергу, зустрічних гарантій від України, а саме того, щоб наша держава зобов'язалася відшкодувати Світовому банку будь-яку суму, яку він виплатить «Чейз Мангеттен Банку» за гарантіями.

Наріжним каменем у цій схемі має стати угода про підтримку проекту «Морський старт», що її планується укласти між Україною (або урядом України, або уповноваженою українською юридичною особою) і компанією «Сі Лонч».

Перш за все, проект угоди визначає, що у разі, коли певні політичні події в Україні (наприклад, прийняття нового законодавчого акту) спричинять визначені економічні наслідки (неможливість конвертації або трансферу, накладення ембарго, експропріацію або націоналізацію майна тощо) і це, у свою чергу, завдасть «Сі Лонч» збитків, які вплинуть на його здатність повернути позику, взятую «Чейз Мангеттен Бенк» для використання в Україні, то Україна відшкодує «Сі Лонч» зазначені збитки.

Ключовою ця угода стає через те, що визначення суми збитків, які Україна завдасть «Сі Лонч» (звичайно, якщо вона їх завдасть), може відбуватися тільки між Україною і «Сі Лонч», у тому числі і шляхом арбітражу. Ця сума, коли її визначено, однозначно визнається і «Чейз Мангеттен Бенк» у його відносинах з МБРР, і МБРР у відносинах з Україною (див. схему).

До цього часу подібні схеми в Україні не застосовувалися, хоч, наприклад, у відносинах нашої держави з МБРР є чималий доробок. Проте вперше Україні пропонується укласти угоду, яку не можна класифікувати як кредитну або гарантійну, як ці поняття описано у чинних нормативно-правових



чальником є не держава, уряд або українська юридична особа, а іноземна комерційна структура, що повинна використовувати отриманий кредит в Україні; держава, у разі укладення Угод, повинна не повернути позику або гарантувати її повернення, а гарантувати позичальника від політичних ризиків).

Ця схема показана з двох боків. По-перше, в проекті угоди з «Сі Лонч» не йдеться про створення особливих умов для діяльності цієї компанії в Україні; мова йде лише про гарантію, що умови підприємницької діяльності, які вже існують в Україні, не погіршуватимуться в майбутньому. Отже, з документів проекту «Морський старт» жодним чином не можна зробити висновку, що конкретний західний інвестор розглядає інвестиційну ситуацію в Україні як несприятливу; інша річ, що він оцінює цю ситуацію як нестабільну (таку, що з високим ступенем імовірності може стати несприятливою завтра). Втім, про останнє свідчать і три (!) закони України щодо режиму іноземного інвестування, які змінювали один одного у середньому кожні два роки. Отже, основним у формуванні національної законодавчої бази щодо режиму іноземного інвестування має стати, на нашу думку, не її удосконалення, а її стабілізація (ясна річ, що цю думку не слід розглядати як таку, що заперечує значущість еволюційного вдосконалення нормативно-правового підґрунтя для іноземного інвестування).

По-друге, робота над правовою стороною проекту «Морський старт» показала, що чинним законодавством України не повністю урегульовано питання державної підтримки іноземного інвестора. Мається на увазі, що укладення угоди про підтримку проєк-

ту між Урядом України і компанією «Сі Лонч» вимагає затвердження Верховною Радою України. Адже за проектом угоди уряд бере на себе відповідальність не тільки за свої дії чи бездіяльність, але й за дії і бездіяльність Президента, Верховної Ради, місцевих органів виконавчої влади, судових органів і Національного банку України. Крім того, згідно зі статтею 18 Закону України «Про бюджетну систему України» кошти Державного бюджету витрачаються на цілі і в межах, визначених законом про Державний бюджет; з цього також випливає, що угода з компанією «Сі Лонч» не матиме юридичної сили без затвердження Верховною Радою України. У разі, якщо ця угода була б міжнародним договором, питання вирішувалося б у правовому відношенні досить просто, а саме шляхом подання угоди на ратифікацію відповідно до Закону України «Про міжнародні договори України». Проте у даному разі йдеться не про міжнародну, а про приватноправову угоду, однією зі сторін якої виступає держава (або уряд держави), тоді як у національному законодавстві України укладення подібних договорів не врегульовано.

З іншого боку, некоректно порушувати питання про неможливість підписання таких угод, оскільки тоді ставилася б під сумнів окрема правоздатність держави укладати ці договори. Крім того, право в нашій державі не є прецедентним, проте важко не послатися на той факт, що Верховна Рада України прийняла до ратифікації і ратифікувала (за правилами, встановленими для міжнародних договорів) ряд угод, що не є міжнародними. Наприклад, 14.07.95 ратифіковано Гарантійну структурну угоду між Урядом України та Експорт-Імпорт Банком США від 10.03.95; між тим її укладено з установою, що не є суб'єктом міжнародного права, і вона регулюється не цим правом, а правом штату Нью-Йорк і, отже, не є міжнародною. Ще показовіше, що Верховній Раді передано на ратифікацію Гарантію, надану Україною на користь Корпорації розвитку експорту Канади до неї стосується все сказане про угоду з Експорт-Імпорт Банком США. Більше того, цей документ взагалі не є угодою, проте у ньому прямо передбачено, що умовою набуття ним чинності є його ратифікація Верховною Радою України.

На жаль, вказане не спростовує повністю точку зору, за якою угоду із «Сі Лонч» не може бути винесено на ратифікацію (адже законодавство України прямо не передбачає цієї можливості), а значить, взагалі не може бути підписано. Проект «Морський старт», надзвичайно важливий і сам по собі, є тільки опершою ластівкою з низки проектів, для реалізації яких буде потрібна подібна

державна підтримка. Отже, стає нагальним прийняття законодавчого акту, який регулював би питання надання такої підтримки. Наприклад, можна було б встановити, що укладення угод щодо пріоритетних проектів, важливих для національної економіки, провадиться за процедурою, передбаченою для міжнародних договорів України тобто законодавчо підтвердити той механізм, що діє зараз «явочним порядком».

ВИСНОВКИ

Підсумовуючи аналіз поточного стану правового оточення іноземних інвестицій в Україні, і зокрема в національній космічній галузі, де життєва необхідність залучення інвестицій, зважаючи на масштабність більшості космічних проектів, практично не має альтернативи, а також відповідних прогнозів щодо назрілих законотворчих ініціатив у цій сфері (Концепція, 1996; Проект, 1996, 1997), слід зауважити наступне.

1. Закон України «Про космічну діяльність» своєю статтею 11 декларував державну підтримку (гарантії) щодо іноземних кредитів та інвестицій у космічну діяльність, пов'язану із виконанням космічної програми України.

2. Діюча законодавча база інвестиційної політики в Україні є досить динамічною, знаходиться у процесі постійного розвитку. Правове регулювання іноземних інвестицій є багатоаспектним і включає податкове, банківське, валютне і антимонопольне законодавство, законодавство про охорону довкілля та охорону інтелектуальної власності та ряд інших законів. Причому кожен з них включає, як правило, декілька правових актів, які необхідно розробити або радикально вдосконалити.

3. Новий Закон України «Про режим іноземного інвестування» — це третій законодавчий акт, що комплексно регулює відносини, пов'язані з іноземними інвестиціями. Структура та основний зміст усіх трьох нормативних актів 1992, 1993 та 1996 рр. практично збігаються. Говорячи про суть Закону 1996 р., слід зазначити його граничну прагматичність і проголошення національного режиму діяльності для іноземних інвесторів. Тобто, іноземні інвестори не отримують суттєвих преференцій відносно з українськими підприємствами. Ці концептуальні послідовності нового Закону, таким чином, наслідують приклад багатьох країн світу в питанні залучення іноземних інвестицій.

4. Щодо легітимності чинного законодавства: як базові в законодавчому процесі демократичної держави повинні використовуватися не укази та де-

крети виконавчої влади, а тільки закони, прийняті на основі консенсусу всього спектру політичних сил, що представлені в парламенті. Найвищий пріоритет має економічне законодавство, включаючи розробку комерційного кодексу, а також законодавчий нагляд для забезпечення його впровадження. Необхідно прийняти та впровадити сучасний цивільний, комерційний та податковий кодекси.

5. До першочергових заходів вищого законодавчого органу держави доцільно віднести також організацію розробки сприятливого ринкового інвестиційного середовища, включаючи розробку ключового економічного законодавства, відповідальність за нагляд, ратифікацію міжнародних угод до досягнення консенсусу.

6. Впровадження в життя та своєчасне оновлення усіх фундаментальних законів, регулюючих відносини у сфері інвестування пріоритетних галузей економіки повинні першочергово обговорюватися Верховною Радою; їх виконання повинно перевірятися шляхом ефективного парламентського нагляду.

7. Верховна Рада України повинна виконувати надзвичайно важливу (якщо не вирішальну) роль, розробляючи та впроваджуючи законодавчі акти, спрямовані на заохочення економічних інвесторів, тобто законодавство, яке здатне створити середовище, що буде привабливим для іноземного бізнесу.

8. Для успішної реалізації стратегії нарощування експортного потенціалу та просування національної космічної галузі на світовий ринок космічних послуг і технологій нагальною необхідністю є розробка та прийняття Закону України «Про державну підтримку інвестицій в космічній галузі».

Акт проголошення незалежності України // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 38.

Декларація про державний суверенітет України // Відомості Верховної Ради УРСР.—1990.—№ 31.

Закон про економічну самостійність Української РСР // Відомості Верховної Ради УРСР.—1990.—№ 34.

Закон України «Про підприємництво» // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 14.

Закон України «Про власність» // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 20.

Закон України «Про підприємства в Україні» // Відомості

Верховної Ради України.—1991.—№ 24.

Закон України «Про банки і банківську діяльність» // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 25.

Закон України «Про зовнішньоекономічну діяльність» // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 29.

Закон України «Про захист іноземних інвестицій в Україні» // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 46.

Закон України «Про господарські товариства» // Відомості Верховної Ради України.—1991.—№ 49.

Закон України «Про дію міжнародних договорів на території України» // Відомості Верховної Ради України.—1992.—№ 10.

Закон України «Про приватизацію майна державних підприємств» // Відомості Верховної Ради України.—1992.—№ 24.

Закон України «Про іноземні інвестиції» // Відомості Верховної Ради України.—1992.—№ 26.

Закон України «Про науково-технічну інформацію» // Відомості Верховної Ради України.—1993.—№ 33.

Закон України «Про державну програму заохочення іноземних інвестицій в Україні» // Відомості Верховної Ради України.—1994.—№ 6.

Закон України «Про міжнародні договори України» // Відомості Верховної Ради України.—1994.—№ 10.

Закон України «Про правовий статус іноземців» // Відомості Верховної Ради України.—1994.—№ 23.

Закон України «Про страхування» // Голос України.—1996.—11 квітня.

Закон України «Про режим іноземного інвестування» // Голос України.—1996.—25 квітня.

Закон України Про космічну діяльність // Голос України.—1996.—5 грудня.

Декрет Кабінету Міністрів України «Про впорядкування діяльності суб'єктів підприємницької діяльності, створених за участю державних підприємств» // Відомості Верховної Ради України.—1993.—№ 23.

Конституція України // Відомості Верховної Ради України.—1996.

Концепція Правової реформи в Україні. — Київ: Право, 1996.

Проект Концепції зовнішньоекономічної політики України. — Київ: КМУ, 1996.

Проект Загальнодержавної (Національної) космічної програми України на 1998—2002 рр. — Київ: НКАУ, 1997.

LAW PROBLEMS IN THE PROMOTION OF INVESTMENTS IN THE SPACE INDUSTRY AND RESEARCH IN UKRAINE

O. V. Bieglyi, O. V. Kudriavchenko, and R. V. Perederii

The paper illustrates the state of legal guarantees for the Ukrainian space activity and analyzes the problems of forming favorable legal environment for space investments in Ukraine.

УДК 629.7.087.22

Космические тросовые системы. Обзор проблемы

А. П. Алпатов¹, В. И. Драновский², А. Е. Закржевский³,
А. В. Пироженко¹, В. С. Хорошилов²

¹Інститут технічної механіки НАН України і НКА України, Дніпропетровськ

²Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

³Інститут механіки Національної академії наук України, Київ

Надійшла до редакції 24.03.97

Розглядаються задачі, підходи до їх вирішення та досягнення сучасного рівня створення космічних тросових систем з точки зору їх динаміки. Дається класифікація актуальних задач та методів їх дослідження. Проведено аналіз фізичних моделей, методів побудови математичних моделей та можливих режимів руху космічних тросових систем.

Идеи использования системы тел, соединенных длинными гибкими связями (тросами), в космическом пространстве восходят к работам К. Э. Циолковского и Ф. А. Цандера. Использование слабых градиентов силы тяжести, которое предполагалось в работах К. Э. Циолковского (Циолковский, 1954а); создание искусственной силы тяжести путем вращения космического аппарата (КА) вокруг одной из его осей, также предложенное К. Э. Циолковским в 1911—1912 гг. (Циолковский, 1954б, с. 135); использование пассивной массы как аккумулятора дополнительной энергии для изменения движения КА, предложенное Ф. А. Цандером (Цандер, 1964) — все эти идеи в своем развитии приводят к использованию космических тросовых систем (КТС).

В 1969 г. во время полета пилотируемых спутников «Gemini-11» и «Gemini-12» было осуществлено экспериментальное исследование возможности создания тросовой системы, образованной спутником и последней ступенью ракеты-носителя «Agena», соединенными дакроновым тросом длиной 30.48 м (Lang, Nolting, 1967). На «Gemini-11» связке было

придано вращательное движение с угловой скоростью $0.9^\circ/\text{с}$, которое поддерживалось в течение 1.5 оборотов спутника на орбите. На «Gemini-12» на протяжении трех оборотов по орбите проводился эксперимент по гравитационной стабилизации связки. Примерно половину этого времени экипаж затратил на приведение связки в гравитационно устойчивое положение. Несмотря на погрешности в работе системы управления спутника, задача ориентации связки была успешно решена.

Существенный интерес к созданию КТС появился в середине 1970-х гг. в связи с предложением G. Colombo, M. D. Gross (SAO) использования зонда на тросе длиной 100 км для исследования параметров полей Земли и ее атмосферы на низких высотах. Подписанное соглашение между NASA и Италией по разработке этих предложений создало условия для успешного развития направления КТС. Новые возможности эффективного использования КТС, предложенные на протяжении десятка лет, сделали их развитие одним из перспективных направлений современной космонавтики. Новизна и своеобразие задач и методов исследования поведе-

ния КТС привлекали к ним внимание специалистов. С начала 1980-х гг. происходит формирование области КТС в отдельную область исследования.

К настоящему времени развитие КТС находится в фазе экспериментальной натурной отработки. После выполнения ряда экспериментальных полетов (TSS-1, TSS-1R, SEDS-1, SEDS-2, DMG, GNAGE, OEDIPUS) достигнута определенная ясность в понимании принципиальных моментов поведения КТС. Проведенные экспериментальные и теоретические исследования в течение последних 20 лет позволяют перейти к использованию преимуществ КТС. Накопленный материал дает богатые возможности, с одной стороны, для обоснованного выбора реальных на данный момент (и возможных для конкретного исполнителя) экспериментальных и полетных исследований, а с другой — для постановки новых задач, исследование которых ранее казалось неоправданным и преждевременным.

КЛАССИФИКАЦИЯ ЗАДАЧ

Основным отличием КТС от традиционных космических систем является их большая протяженность, достигающая сотни километров, с сохранением при этом механической, энергетической и др. связей. Именно способность тросов создавать протяженные космические системы и обуславливает ряд замечательных свойств КТС.

Во-первых, это возможность взаимодействия с внешними полями планеты. Момент гравитационных сил, действующий на связку, зависит от квадрата длины связи, что позволяет создать сильно устойчивую радиальную конфигурацию протяженной КТС. В этом движении на концевых телах КТС возникает искусственная сила тяжести, величина которой прямо пропорционально зависит от длины связи: $g = (3\Delta R/R)g_0$, где ΔR — вертикальное смещение тел относительно центра масс, R — радиус орбиты центра масс относительно центра планеты, g_0 — ускорение свободного падения на данной высоте. Эта сила тяжести на две трети обусловлена разностью ньютоновского притяжения тел, а на одну треть — приращением центробежных сил, возникающих в результате вращения связки как целого вокруг планеты.

При взаимодействии с магнитным полем Земли величина ЭДС, индуцированная в прямолинейном проводнике, прямо пропорциональна длине проводника:

$$E = -BlV_s,$$

где B — магнитная индукция, l — длина проводника, V_s — скорость проводника, равномерно движущегося перпендикулярно к силовым линиям.

Еще одно свойство КТС, имеющее чисто механическое содержание, связано с величинами скоростей и центробежных ускорений $T_{ц}$:

$$\begin{aligned} T_{ц} &= r \cdot \dot{\varphi}^2, \\ V &= r \cdot \dot{\varphi}, \\ L &= r^2 \cdot \dot{\varphi}, \end{aligned} \quad (1)$$

где r — расстояние между телами связки, $\dot{\varphi}$ — угловая скорость вращения связки относительно центра масс, L — удельный кинетический момент связки. Из (1) следует, например, что опущенный с основного КА вниз к Земле субспутник будет иметь линейную скорость движения относительно Земли на $\Delta R\omega_0$ меньшую, чем скорость движения центра масс, где ω_0 — угловая скорость движения центра масс КТС по орбите, а значит и существенно меньшую, чем скорость спутника на этих высотах.

Квадратичная зависимость центробежных ускорений от угловой скорости позволяет создавать протяженные в сотни километров медленно вращающиеся КТС, использующие тонкую (и легкую) соединительную нить. Квадратичная зависимость кинетического момента от длины связи говорит о большой возможности аккумуляции КТС кинетического момента (и кинетической энергии).

Основываясь на этих свойствах КТС в последние двадцать лет было разработано множество различных проектов использования тросовых систем в космосе. Большинство из них связано с использованием радиальной связки двух тел — КА и субспутник. Так, например, высокая устойчивость радиальной КТС позволила предложить ее использование в качестве каркаса (основного несущего элемента) для различных вариантов солнечных космических электростанций (Cantafio et al., 1977) и для транспортировки грузов между модулями — космический лифт (Lorenzini et al., 1987), лунный космический лифт (Pearson, 1979), космический «эскалатор» (Bekey, Penzo, 1986). Условия микрогравитации на концевых телах могут использоваться как для научных и технологических процессов, так и для процессов функционирования КК и КС (Napolitano, Bevilacqua, 1984), например для перекачки топлива (Kroll, 1985), или улучшения условий жизни на орбите (Bekey, 1983).

Реализуемый в настоящее время проект электродинамической КТС, основанный на взаимодействии с магнитным полем Земли, также использует радиальную конфигурацию связки. Близок к реализа-

ции и проект использования тросовых антенн в космосе (Crossi, 1995).

Расчет возможностей КТС показал, что задача зондирования атмосферы на высотах порядка 100—120 км вполне реальна. Проект аэродинамической КТС в настоящее время является одним из наиболее разработанных и ожидает в ближайшем будущем своей реализации. Спутник-зонд является также средством для тонкого исследования гравитационных и магнитных аномалий и определения коэффициентов при старших гармониках в разложении соответствующих потенциалов.

Одним из проектов будущего, по оценкам Crossi (1995) лет через 25—30, является проект использования вращающейся связки двух тел для создания искусственной силы тяжести в продолжительных космических экспедициях. В работе Cleese (1987) рассмотрена 640-м вращающаяся со скоростью 2 оборота в минуту связка двух тел для поддержания ускорения на КК, равного ускорению свободного падения на Земле.

Таким образом, основные проекты КТС, реализации которых предполагается в ближайшем и более отдаленном будущем, предполагают создание гравитационно стабилизированной радиальной связки двух тел протяженностью от нескольких единиц до сотен километров. Исключение составляет лишь проект создания искусственной силы тяжести, предполагающий использование вращающихся коротких связок двух тел.

Поскольку в большинстве своем задачи в области КТС, и в частности задачи динамики, связаны с конкретными проектами КТС, то и большинство задач связаны с созданием радиальной связки двух тел и условиями ее функционирования. Общими задачами создания таких КТС являются задача развертывания связки в положение, близкое к радиальному, задача создания и поддержания устойчивой конфигурации, задача возврата субспутника. Конечно, каждый из проектов имеет свои особенности. Так, в проекте электродинамической КТС существенны задачи определения влияния электродинамических сил и взаимодействия с плазмой. В проекте аэродинамической КТС существенными являются задачи воздействия атмосферы и расчетов тепловых режимов.

Одной из существенных сторон любой задачи является степень ее исследованности. На сегодняшний день многие задачи динамики КТС исследованы достаточно подробно. Это относится в первую очередь к задачам, связанным с проектами TSS-1 и TSS-2, работа над которыми проводится значительными силами более десятка лет. Можно утверждать, что степень исследованности некоторых задач

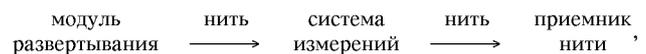
моделирования динамики радиальной КТС находится на грани расчетных возможностей. К ним можно отнести задачу динамики радиальной связки двух тел возле положения равновесия и задачу развертывания связки в положение, близкое к радиальному. Вместе с тем задачи, лежащие вне этих двух проектов, исследованы гораздо меньше, а развитие области КТС — новой области космонавтики — открывает новые и нетрадиционные задачи.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ДИНАМИКИ КТС

Многие принципиальные вопросы динамики КТС в силу сложности динамического объекта можно исследовать только на основе экспериментальных данных. Во многих случаях эксперименты представляют более краткий и дешевый способ исследований по сравнению с математическим моделированием. Экспериментальные исследования динамики КТС проводятся в наземных условиях, в экспериментах на ракетах и при выполнении натуральных экспериментов на орбите.

Наземные экспериментальные исследования, являясь наиболее доступными, позволяют осуществить проверку основных технических решений узлов системы развертывания, определить параметры механических моделей, осуществить проверку и наладку систем контроля, сбора и передачи информации, математических и расчетных моделей.

Схему наземных экспериментальных исследований системы развертывания КТС, например, в проекте SEDS (Walace, 1995), можно представить в виде



где нить, сматываясь с модуля развертывания, наматывается на приемник, в роли которого чаще всего выступает наматывающая катушка. Расстояние между приемником и модулем развертывания не должно быть большим (несколько метров), поскольку весомость нити начинает оказывать существенное влияние. Система измерений состоит из датчиков и других измерительных устройств, системы регистрации и (возможно) анализа данных. Одно из основных требований к системе измерений состоит в минимизации ее влияния на динамику процесса. В схему могут быть включены имитаторы динамики концевых тел (Jablonski et al., 1995). Схема наземных экспериментов может включать в себя имитаторы физической среды космоса: барокамеры, имитаторы солнечного света и др.

Большая протяженность КТС позволяет осуществ-

вить проверку их работоспособности только в натуральных экспериментах на орбите. Только натурные эксперименты позволяют окончательно подтвердить правильность технических решений, используемых динамических и физических моделей и, в конечном счете, проверить целостную работоспособность всех систем. Эта исключительность натурального эксперимента была продемонстрирована в экспериментальных полетах TSS-1, TSS-1R, SEDS-1, SEDS-2, DMG. Вместе с тем, эти же эксперименты показали, что, во-первых, широта спектра исследований вступает в противоречие с глубиной отработки отдельных задач, а во-вторых, что исследуемые экспериментально вопросы должны быть четко сформулированы и подготовлены на основе модельного и наземного экспериментального анализа и иметь по возможности минимальное количество ответов.

Проведенные эксперименты КТС на ракетах (OEDIPUS, CHARGE) (James, Tyo, 1995; Raitt, 1995) показывают, что эти эксперименты занимают промежуточное значение между наземными и натурными экспериментами, но все же не позволяют окончательно убедиться в работоспособности КТС. В задачах исследования физики слоев атмосферы эти эксперименты могут быть эффективны и иметь самостоятельное значение.

АНАЛИЗ ФИЗИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Выбор той или иной физической модели движения КТС определяется составом КТС, режимами ее движения и целями исследований. Этот выбор должен быть обоснованным, и выбранная физическая модель должна соответствовать целям исследований.

В качестве физической модели троса обычно используется модель гибкой нити из линейно-упругого материала. Учет изгибной и крутильной жесткости нити и пластических деформаций в ней (как известно, любая упругая деформация сопряжена с пластической) может иметь существенную роль при исследовании динамически слабо нагруженных тросов, или в режимах движения, когда имеют место большие поперечные колебания. Так, осевая линия слабо нагруженного троса, только смотанного с катушки, является винтовой линией — «поросый хвостик» (Colombo et al., 1982). Растяжение троса в прямую линию осуществляется в условиях пластической деформации, закономерности которой существенно отличаются от линейной упругости. При исследовании возможностей запутывания троса (образования петель) необходим

учет жесткости троса на изгиб и окручивание, поскольку именно эти факторы являются определяющими в таких возможностях.

При моделировании динамики концевых тел не всегда достаточно ограничиваться моделью абсолютно твердого тела. Так, в эксперименте OEDIPUS-A наличие на концевых телах протяженных упругих антенн могло служить одной из причин неустойчивости вращения системы.

В качестве модели гравитационного поля, действующего на КТС, обычно используют гравитационное поле сферической Земли. Вместе с тем сплюснутость Земли, притяжение Луны и Солнца и т. д. могут играть определенную роль, например, при отклонении КТС от положения равновесия. Так, учет сплюснутости планеты позволил предложить интересный проект изменения орбитального движения КТС за счет управления относительным движением (Breakwell, Gearhart, 1987).

Аэродинамическое сопротивление, световое давление, взаимодействие КТС с магнитным полем Земли и плазмой, нагрев троса солнечным излучением, столкновение с микрометеоритами — эти факторы могут играть существенную, а в некоторых случаях и определяющую, роль в движении КТС. Учет их в модели движения КТС и полнота этой модели зависят от конкретной задачи.

МЕТОДЫ ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Триада — физическая модель, математическая модель и методы ее исследования — составляет основу «эксперимента на бумаге» или «эксперимента на компьютере». Занимая в этой тройке центральное место и сопрягая в себе с одной стороны физические модели процессов, а с другой стороны — математические методы исследований и анализа, математическая модель является определяющей во всем процессе теоретических исследований.

Проведение «эксперимента на бумаге» имеет общие закономерности с проведением натуральных экспериментов. Например, успешность теоретических исследований также во многом зависит от четкости поставленных задач и конкретности вопросов, а полнота охвата задачи и, как следствие, громоздкость математической модели зачастую противоречат глубине анализа отдельных вопросов. Вместе с тем иная среда деятельности, позволяющая быстро и с минимальными затратами получить отклик на запрос, быстрая изменяемость и легкая повторяемость математических экспериментов делают метод математического моделирования высоко эффектив-

ным инструментом исследований. Созданные к настоящему времени достаточно полные модели динамики КТС и пакеты программной их реализации, такие как GTOSS, KKYHOOK, MODEL.3, NEWIB, позволяют с высокой достоверностью судить о работоспособности тех или иных проектов КТС в самом начале их разработки (Burgess et al., 1995). Модели, стремящиеся к полноте учета всех факторов движения и предназначенные в основном для проверки работоспособности КТС и точного предсказания ее движения, как известно, называют расчетными моделями.

Математическое моделирование предоставляет также уникальную возможность для анализа и выработки представлений об отдельных закономерностях и особенностях реальных процессов в их причинно-следственной взаимосвязи на основе «мысленного эксперимента», когда в математической модели выделяются и сохраняются существенные для анализа исследуемого явления элементы. Используемые для таких исследований математические модели, выхватывая отдельные особенности процесса, могут быть достаточно далеки от адекватного описания реальных систем (например кеплерово движение и движение реального спутника Земли). Но именно эти задачи позволяют выработать представление о закономерностях реальных процессов. Такие задачи получили название модельных задач.

Проблемы математического описания и анализа моделей динамики КТС имеют существенную новизну по сравнению с ранее исследованными задачами динамики космического полета. Поэтому исследования динамики КТС ставят задачи развития как методов моделирования, так и математических методов анализа моделей. Промежуточное положение между работающими расчетными моделями и вопросами: как описать? и как рассчитать?, занимают так называемые проблемные модели, направленные, в первую очередь, на развитие методов моделирования и исследования. Естественно, что эта грань постоянно передвигается от простого к сложному. Так, учет движения концевых тел КТС приводит к уравнениям динамики, когда уравнения движения гибкой нити имеют граничные условия, зависящие от старших производных. Как известно, разработанные схемы применения разностных методов для численного решения уравнений в частных производных предполагают задание граничных условий, не зависящих от старших производных. Поэтому решение этой проблемы возможно либо на основе развития соответствующих расчетных методов, либо путем изменения способов построения модели (Stainer et al., 1995).

Анализ работ по динамике КТС показывает, что все три типа моделей — расчетных моделей, модельных задач и проблемных моделей — имеют широкое применение в исследовании динамики КТС.

Основной модельной задачей динамики КТС, позволяющей исследовать закономерности ее движения, является модель двух точечных масс, соединенных невесомой нитью. Эта модель была первой моделью исследования динамики КТС (Paul, 1963). И в настоящее время она широко используется как в теории, так и на практике, например, для исследования процессов разворачивания (эксперименты SEDS-1, -2 (Lorenzini et al., 1995; Cleese, 1995; Herbinier, 1995)) и свертывания КТС.

Уравнения движения системы двух точечных масс, соединенных невесомой нитью, в ньютоновском поле сил имеют вид

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{\mathbf{R}}_1 &= -\frac{\mu m_1 \mathbf{R}_1}{R_1^3} + T_1 \mathbf{e}_r + \mathbf{F}_1, \\ m_2 \ddot{\mathbf{R}}_2 &= -\frac{\mu m_2 \mathbf{R}_2}{R_2^3} - T_1 \mathbf{e}_r + \mathbf{F}_2, \end{aligned} \quad (2)$$

где m_i — массы материальных точек, \mathbf{R}_i — их радиусы-векторы относительно ньютоновского притягивающего центра, $T_1 \mathbf{e}_r$ — сила, действующая вдоль линии связи (упругая сила нити), \mathbf{e}_r — единичный вектор, направленный вдоль линии связи, \mathbf{F}_i — суммарный вектор других сил, действующих на i -е тело ($i = 1, 2$), μ — гравитационная постоянная.

Из (2) получим уравнения относительного движения и уравнения движения центра масс связки

$$\ddot{\mathbf{r}} = \ddot{\mathbf{R}}_2 - \ddot{\mathbf{R}}_1 = -T \mathbf{e}_r + \mathbf{F}, \quad (3)$$

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\frac{\mu \mathbf{R}}{R^3} + \mathbf{F}^*, \quad (4)$$

где $\mathbf{R} = (\mathbf{R}_1 m_1 + \mathbf{R}_2 m_2) / M$ — радиус-вектор центра масс связки относительно притягивающего центра,

$$M = m_1 + m_2,$$

$$T = T_1 \frac{M}{m_1 m_2},$$

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_2 / m_2 - \mathbf{F}_1 / m_1 + \mathbf{F}_{\text{гп}},$$

$$\mathbf{F}^* = (\mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2) / M + \mathbf{F}_{\text{гп}}^*,$$

$$\mathbf{F}_{\text{гп}} = \mu \left(\frac{\mathbf{R}_1}{R_1^3} - \frac{\mathbf{R}_2}{R_2^3} \right),$$

$$\mathbf{F}_{\text{гп}}^* = \frac{\mu \mathbf{R}}{R^3} - \frac{1}{M} \sum_{i=1,2} \frac{\mu m_i \mathbf{R}_i}{R_i^3}.$$

Данная модель эффективно использовалась для исследования взаимосвязи орбитального и относительного движений (Белецкий, 1977; Пироженко, 1992) и позволяет исследовать отклик в движении системы на различные виды воздействий вдоль линии связи (Алпатов и др., 1990; Пироженко, 1993).

В качестве модели троса чаще всего используется модель гибкой нити. Положение точки s в момент t определяется радиусом-вектором $\mathbf{R}(s, t)$. На элемент нити ds плотностью $\rho(s)$ со стороны соседних участков действуют силы натяжения $\mathbf{T}(s + ds, t)$ и $-\mathbf{T}(s, t)$. Уравнение Ньютона движения центра масс рассматриваемого участка нити есть

$$\rho(s)ds \frac{\partial^2 \mathbf{R}}{\partial t^2} = \mathbf{T}(s + ds, t) - \mathbf{T}(s, t) - \frac{\mu \rho(s) ds \mathbf{R}}{R^3} + \mathbf{F} ds, \quad (5)$$

где \mathbf{F} — внешние силы, отнесенные к единице длины нити.

Из (5) получим

$$\rho \frac{\partial^2 \mathbf{R}}{\partial t^2} = \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial s} - \frac{\mu \rho \mathbf{R}}{R^3} + \mathbf{F}. \quad (6)$$

Это обычная форма уравнений динамики гибкой нити (Меркин, 1980; Щедров, 1961).

По своему определению гибкая нить не сопротивляется изгибу, и сила ее натяжения всегда направлена вдоль касательной к линии нити:

$$\mathbf{T} = T \mathbf{e}_s, \quad \mathbf{e}_s = \left(\frac{\partial \mathbf{R}}{\partial s} \right) / \left| \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial s} \right|, \quad (7)$$

где \mathbf{e}_s — единичный вектор касательной к линии нити. Величина силы натяжения определяется законом растяжимости. В основном используется закон растяжимости Гука

$$T = E(\gamma - 1), \quad \gamma = \left| \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial s} \right|, \quad (8)$$

где E — модуль упругости нити.

При подстановке (8), (7) в (6) получается векторное уравнение в частных производных волнового типа. Граничные условия определяются движением конечных тел.

Уравнения движения центров масс конечных тел имеют вид, аналогичный (2):

$$\begin{aligned} m_1 \frac{d^2 \mathbf{R}_1}{dt^2} &= -\frac{\mu m_1 \mathbf{R}_1}{R_1^3} + \mathbf{e}_{SA} T_A + \mathbf{F}_1, \\ m_2 \frac{d^2 \mathbf{R}_2}{dt^2} &= -\frac{\mu m_2 \mathbf{R}_2}{R_2^3} - \mathbf{e}_{SB} T_B + \mathbf{F}_2, \end{aligned} \quad (9)$$

где индексами A, B обозначены значения величин в точках крепления троса к соответственно первому и второму телам. Положение этих точек крепления определяется векторами \mathbf{d}_A и \mathbf{d}_B относительно соответствующих центров масс тел.

Динамические уравнения движения конечных тел относительно их центров масс имеют вид

$$\begin{aligned} J_1 \dot{\omega}_{1u} &= -\omega_{1u} \times J_1 \cdot \omega_{1u} + \\ &+ \mathbf{d}_A \times \mathbf{e}_{SA} T_A + 3 \frac{\mu}{R_1^3} \mathbf{e}_{R_1} \times J_1 \mathbf{e}_{R_1} + \mathbf{M}_1, \\ J_2 \dot{\omega}_{2u} &= -\omega_{2u} \times J_2 \cdot \omega_{2u} - \\ &- \mathbf{d}_B \times \mathbf{e}_{SB} T_B + 3 \frac{\mu}{R_2^3} \mathbf{e}_{R_2} \times J_2 \mathbf{e}_{R_2} + \mathbf{M}_2. \end{aligned} \quad (10)$$

Здесь J_i — тензор инерции конечного тела, ω_{iu} — вектор абсолютной угловой скорости его движения относительно центра масс, $\mathbf{e}_{R_i} = \mathbf{R}_i / |\mathbf{R}_i|$, \mathbf{M}_i — момент других сил, действующих на i -е тело.

Тогда граничные условия движения нити — движение точек A, B , определяются выражениями

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{R}}_A &= \ddot{\mathbf{R}}_1 + \omega_{1u} \times \mathbf{d}_A + \omega_{1u} \times (\omega_{1u} \times \mathbf{d}_A), \\ \ddot{\mathbf{R}}_B &= \ddot{\mathbf{R}}_2 + \omega_{2u} \times \mathbf{d}_B + \omega_{2u} \times (\omega_{2u} \times \mathbf{d}_B), \end{aligned} \quad (11)$$

где $\mathbf{R}_A, \mathbf{R}_B$ — радиусы-векторы точек крепления относительно ньютоновского притягивающего центра.

Создание устойчивой разностной схемы численного решения уравнений (6)—(11) представляет собой сложную задачу. Поэтому часто (для более простых задач) используют приведенные модели к вариационной задаче и решение ее прямыми методами, например методом Рунга.

Если описанный выше подход к выводу уравнений движения можно отнести к вариационному дифференциальному принципу Д'Аламбера, то к вариационной постановке задачи приводит интегральный принцип Гамильтона—Остроградского

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta A + \delta T) dt = 0,$$

где $\delta A = -\delta V + \delta W$ — виртуальная работа потенциальных δV и δW иных сил, δT — вариация кинетической энергии системы.

Использование тех или иных предположений о движении нити и ее удлинении, полнота учета внутренних и внешних сил приводят к построению различных моделей движения КТС — от линейных до существенно нелинейных (Liangdon, Bainum, 1987; Misra et al., 1986; Misra et al., 1995).

Широкое применение в практических расчетах также получила модель представления весомого

троса цепочкой сосредоточенных масс (Misra et al., 1989; Crist, Easley, 1970). Механичность дискредитации этой модели привлекает своей ясностью. Как показывают сравнения, расчеты по этой модели хорошо согласуются с расчетами по нелинейной модели с распределенными параметрами даже в случае слабо натянутой нити (Misra et al., 1995).

Учет жесткости троса на изгиб и кручение, моделирование процессов развертывания и свертывания КТС с учетом собственной динамики нити имеют свои дополнительные проблемы, широкое обсуждение которых, по-видимому, еще предстоит.

КЛАССИФИКАЦИЯ РЕЖИМОВ ДВИЖЕНИЯ

Сколько-нибудь эффективное исследование сложных механических систем, к которым безусловно относятся и КТС, возможно лишь при выделении области возможного изменения параметров движения в исследуемом случае. Действительно, области либрационного и ротационного движений, области регулярных и резонансных траекторий, сепаратрисы и области хаотического движения обладают существенными качественными особенностями. Одновременное же исследование двух качественно различных процессов в рамках одной модели представляется невозможным.

В прикладной механике такое выделение областей параметров движения обычно осуществляется путем определения исследуемых режимов движения. Выделение конкретных режимов движения как необходимая часть анализа сложных механических систем в первую очередь позволяет исследователю иметь качественное физическое представление исследуемого процесса, а следовательно, позволяет проводить существенное упрощение математических моделей, согласовывать результаты исследований со здравым смыслом, давать им механические интерпретации и развивать представление о физике процесса, что, в конечном счете, и является целью исследований.

Процедура выделения режимов движения, как часть первоначального анализа динамики системы, основывается на общих представлениях о возможных режимах движения механических систем и представлениях о динамике конкретной системы. По мере исследования движения системы уточняются границы выделенных областей и процедуры их выделения.

Рассмотрим кратко возможные режимы движения КТС.

Простейшим разделением режимов движения, которое встречается уже при исследовании движе-

ния математического маятника, является выделение ротационного и либрационного движений.

Либрационное движение связки двух тел возле положения устойчивого радиального равновесия, как отмечалось выше, является наиболее глубоко исследованным движением. В предположении малости перемещений и скоростей движения задача имеет линейный характер и сводится по существу к определению устойчивости положения равновесия с учетом различных факторов (Белецкий, Левин, 1990). Исследования влияния собственной динамики троса в такой постановке задачи позволяют использовать методы наиболее разработанной области механики нити (Меркин, 1980; Щедров, 1961; Алексеев, 1970; Салтанов, 1974) — теории стационарных движений. Задача сводится к анализу обыкновенных линейных дифференциальных уравнений, описывающих относительное равновесие нити, а не уравнений в частных производных, описывающих общую динамику нити.

Ротационное движение двух тел, соединенных нитью, при достаточно больших угловых скоростях вращения системы относительно центра масс обеспечивает существенное натяжение нити. Для этого режима движения поперечные колебания нити будут малы, их влияние на общее движение системы будет незначительно и, по крайней мере на первых этапах исследований, эти колебания могут не учитываться. Для этого режима движения нить может рассматриваться как упругая связь между точками привязи концевых тел. Поскольку основные практические задачи исследования ротационного движения КТС связаны с исследованием изменения параметров вращения с учетом разных факторов, то задача исследования этого движения сводится по существу к исследованию эволюции параметров движения протяженной упругой системы.

Резонансные режимы движения, когда возможно значительное перераспределение энергии движения между различными ее механическими формами, могут, с одной стороны, служить причиной разрушения требуемых конфигурации и движения системы, а с другой — обеспечивать как эффективное управление, так и построение устойчивых движений системы. В движении орбитальной тросовой системы двух тел резонансные режимы движения могут возникать при соизмеримости следующих средних частот движений: орбитального движения центра масс, вращательного (углового) движения КТС относительно орбиты, поступательного относительного (изменяющего расстояния между телами) движения, колебаниями троса и вращательного движений концевых тел относительно точек привязи. Очевидно, что резонансная соизмеримость час-

тот может иметь место как для какой-либо пары движений, так и пронизывать движения всей системы. Таким образом, резонансные режимы движения представляют достаточно широкую и важную область возможных движений КТС. К настоящему времени область резонансных движений КТС является мало исследованной.

Новое явление, которое стало интенсивно обсуждаться в литературе в основном лишь в последние двадцать лет, есть явление хаотического движения детерминированных систем. Как известно (Заславский, 1986), это явление присуще большинству (почти всем) нелинейных систем, и имеет место уже для систем с двумя частотами движений (достаточно $3/2$ степени свободы). Выделение данной области движений необходимо при проведении численного анализа динамики КТС, поскольку, вообще говоря, обычные численные методы не работают для данной области движений и обычная механическая интерпретация результатов расчетов не корректна. Эта область возможного движения КТС практически не исследовалась.

- Алексеев Н. И. Статика и установившееся движение гибкой нити. — М.: Легкая индустрия, 1970.—270 с.
- Алпатов А. П., Белоножко П. А., Пироженко А. В., Шабохин В. А. Об эволюции ротационного движения связки двух тел на орбите // Космич. исслед.—1990.—28, вып. 5.—С. 692—701.
- Белецкий В. В. Очерки о движении космических тел. — 2-е изд. — М.: Наука, 1977.—430 с.
- Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. — М.: Наука, 1990.—336 с.
- Заславский Г. М., Сагдеев Р. З. Введение в нелинейную физику: От маятника до маятника до турбулентности и хаоса. — М.: Наука, 1986.—368 с.
- Меркин Д. Р. Введение в механику гибкой нити. — М.: Наука, 1980.—240 с.
- Пироженко А. В. Управление движением связки двух тел в гравитационном поле изменением длины связки // Космич. исслед.—1992.—30, вып. 4.—С. 473—482.
- Пироженко А. В. К расчету первого приближения систем с существенно нелинейными колебательными звеньями // Прикладная математика и механика.—1993.—57, вып. 2.—С. 50—56.
- Салтанов Н. В. Гибкие нити в потоках. — Киев: Наук. думка, 1974.—220 с.
- Цандер Ф. А. Перелеты на другие планеты (статья вторая) // Пионеры реактивной техники. — М.: 1964.—С. 263—270.
- Циолковский К. Э. Свободное пространство // Собр. соч. — М.: Изд-во АН СССР, 1954а.—Т. 2.—С. 25—68.
- Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами // Собр. соч. — М.: Изд-во АН СССР, 1954б.—Т. 2.
- Шедров В. С. Основы механики гибкой нити. — М.: Машгиз, 1961.—252 с.
- Bekey I. Tethers open new space options // Astronaut. and Aeronaut.—1983.—21, N 4.—P. 32—40.
- Bekey I., Penzo P. A. Tether propulsion // Aerospace America.—1986.—24, N 7.—P. 40—43.

- Breakwell J. V., Gearhart J. W. Pumping a tethered configuration to boost its orbit around an oblate planet // J. Astronaut. Sci.—1987.—35, N 1.—P. 19—40.
- Burgess L. L., Kustas F. M., Jarossy F. J. A space tether experiment (STEX) // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Cantafio L. J., Chobotov V. A., Wolfe M. G. Photovoltaic, gravitationally stabilized, solid-state satellite solar power station // J. Energy.—1977.—1, N 6.—P. 352—363.
- Chobotov V. A. Gravitationally stabilized satellite solar power station in orbit // J. Spacecraft and Rockets.—1977.—14, N 4.—P. 249—251.
- Cleave J. R. The dynamics of tethers in artificial gravity applications // International Conference on Tethers in Space. — Venice, Italy. 4—8 October, 1987.
- Cleave J. R. A comparison of SEDS-2 flight and dynamics simulation results // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Colombo G., Bergamaschi S., Bevilacqua F. The Italian participation to the tethered satellite system // Acta Astronaut.—1982.—8, N 6—7.—P. 353—358.
- Cosmo M. L., Lorenzini E. C., Gullahorn G. E. Acceleration levels and dynamics noise on SEDS end-mass // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Crist S. A., Easley J. G. Cable motion of a spinning spring-mass system // J. Spacecraft and Rockets.—1970.—7, N 11.—P. 1352—1357.
- Crossi M. D. Future of tethers in space // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Herbiniere S. Restitution of tethered satellites systems motion // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Jablonski A. M., Vegnerjn F. R., Stalg D. A., Tyc G. Tether laboratory demonstration system (TE-LAB) a ground test facility for the OEDIPUS tether mission // Fourth International Conf. on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- James H. G., Tyc G. Flight result from the OEDIPUS — A tethered experiment // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Kroll K. R. Tethered propellant resupply technique for space stations // Acta Astronaut.—1985.—12, N 12.—P. 987—994.
- Lang D. D., Nolting R. R. Operations with tethered space vehicles // Gemini Summary Conference, February 1—2, 1967, Houston, Texas, NASA SP-138.—P. 55—66.
- Liangdon L., Bainum P. M. Effect of tether flexibility on tethered Shuttle subsatellite and control // 2-nd International Conference on Tethers in Space. — Venice, Italy. 4—8 October, 1987.
- Lorenzini E. C. Acceleration levels the space station and a tether elevator for micro and variable — gravity applications // 2-nd International Conf. on Tethers in Space. — Venice, Italy. 4—8 October, 1987.
- Lorenzini E. C., Mowery D. K., Rupp C. C. SEDS-II deployment control law and mission design // Fourth International Conf. on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Misra A. K. Dynamics of N-body tethered satellite system // 3-rd International Conf. on Tethers in Space. — S. Francisco, California, May 1989.
- Misra A. K., Modi V. J., Tyc G., et al. Dynamics of low-tension spinning tethers // Fourth International Conf. on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Misra A. K., Xu D. M., Modi V. J. On vibrations of orbiting tethers // Acta Astronaut.—1986.—13, N 10.—P. 587—597.
- Napolitano L. G., Bevilacqua F. Tethered constellations, their utilization as microgravity platforms and relevant features // 35-th

- Internat. Astronautical Congr. — Lausanne, Switzerland, October 7—13, 1984, paper No. 84—439.
- Paul B. Planar librations of an extensible dumbbell satellite // AIAA J.—1963.—1, N 2.—P. 411—418.
- Pearson J. Anchored lunar satellites for cislunar transportation and communication // J. Astronaut. Sci.—1979.—17, N 1.—P. 39—62.
- Raitt W. J. Sounding rocket tethered payload experiments: NASA charge program // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Steiner W., Steindl A., Troger H. Dynamics of a space satellite system with two rigid endbodies // Fourth International Conf. on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Thompson W. B., Sten M. O. A Skyhook from Phobos to Mars // Fourth International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.
- Wallace B. K. SEDS tether deployment ground test // Fourth

International Conference on Tethers in Space. — Washington, 10—14 April, 1995.

**TETHERED SATELLITE SYSTEMS.
REVIEW OF THE PROBLEM**

**A. P. Alpatov, V. I. Dranovskii, A. E. Zakrzhevskii,
A. V. Pirozhenko, and V. S. Khoroshilov**

Problems arising in the dynamics of tethered satellite systems are discussed. The problems and the modes of attacking them are classified. We analyze physical models, methods for building mathematical models, as well as possible modes of motion of tethered satellite systems.

УДК 629.78

Оцінка деформації структури супутник — субсупутник під впливом опору атмосфери

В. В. Авдєєв

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 07.03.97

Встановлена залежність міжкорекційних інтервалів від висоти орбіти, щільності атмосфери, точнісних характеристик, різниці балістичних коефіцієнтів та початкового відносного положення.

Для вирішення багатьох господарчих та наукових задач застосовується угруповання КА, до складу яких входять основний супутник (ОС) та один або декілька допоміжних апаратів. Так, наприклад, на першому етапі програми використання космічних засобів для прогнозування сейсмічних явищ шляхом спектрального аналізу випромінювання іоносфери передбачається запуск основного та одного чи двох допоміжних КА — субсупутників (СС). Порівняно з одиночним КА застосування комплексу ОС—СС збільшує роздільну здатність і надійність вимірювань, інтервал видимості елементів комплексу з наземного пункту та зону покриття (Коцаренко та ін., 1995). Окрім того, комплекс ОС—СС є вигідним з економічних міркувань, оскільки може бути доставлений на орбіту однією ракетою-носієм.

Питанням дослідження руху супутникових структур присвячена значна кількість робіт, зміст яких можна розділити на два напрямки: раціональний вибір структури (переважна більшість робіт) і оптимізаційна задача підтримання заданої конфігурації. Підходи до вирішення проблем побудови систем КА і дослідження динаміки їх функціонування містить робота Барінова та ін. (Барінов и др., 1975). Проведений аналіз еволюції орбіт, обумовленої аномаліями сили тяжіння та опором атмосфери, досліджені періодичні та вікові збурення

номінального руху, в імпульсній постановці визначається вплив малих варіацій швидкості на орбітальні параметри, що може бути застосовано при розробці загальної стратегії управління в задачі підтримання стабільності параметрів руху групи в цілому і взаємного розташування її елементів. В монографії Назаренко і Скребушевського (Назаренко, Скребушевский, 1981) обговорюються питання підтримання стійкості супутникових систем. Відзначається, що їх створення і стабілізація на тривалих часових інтервалах є складною технічною задачею, до якої входить вибір стійкої орбітальної структури та корекція орбіт в процесі функціонування. Задача корекції теж розділяється на вибір стратегії управління угрупованням КА як єдиною цілісною системою і управління окремими КА.

В даній роботі проводиться дослідження еволюції кінематичних параметрів групи КА типу ОС—СС, що при відсутності збурень рухаються на близько-круговій орбіті в діапазоні висоти 400—1500 км. Визначається залежність вікових змін відстані між апаратами та інтервалів між корекціями від експлуатаційних параметрів групи.

Для таких груп, як відомо, основними збурюючими факторами є аномалії поля тяжіння, опір атмосфери та, починаючи з висоти 800 км, — тиск сонячного світла. Дослідження дії цих факторів на ранніх стадіях проектування проводиться шляхом

використання імітаційних моделей і отримання наближених оцінок. Аналіз впливу зональних гармонік — найбільш істотної складової частини в аномаліях поля тяжіння — та опору атмосфери на параметри руху одиночного КА проведений рядом авторів (Ельясберг, 1965; Красовский и др., 1973; Тихонравов, 1974; Охоцимский, Сихарулидзе, 1990). Згідно з цими роботами нецентральність поля тяжіння у першому наближенні призводить незалежно від маси та аеродинамічних характеристик КА тільки до вікових змін висхідного вузла та періодичних коливань висоти орбіти з подвоєною частотою обертання. Тобто цей фактор не вносить істотних змін у відносне розташування елементів групи. Опір атмосфери, як відомо, призводить до зменшення осей еліптичної орбіти, яке залежить від щільності атмосфери та балістичного коефіцієнта. Отже при різних характеристиках КА, що входять до групи, цей фактор викличе зміну їх відносного розташування, яка для близькокругових орбіт визначається в основному співвідношеннями між їхніми радіусами.

При припущенні постійності сили аеродинамічного опору F_a в малій околиці параметрів близькокругової орбіти в роботі Ельясберга (Ельясберг, 1965) шляхом вирішення лінеаризованих рівнянь руху отримані оцінки величини зменшення радіуса Δr орбіти і збуреної складової аргумента широти за один виток. Якщо прийняти до уваги, що у вибраному діапазоні висоти для найбільшого стандартизованого рівня сонячної активності $F_0 = 275 \cdot 10^{-22}$ Вт·м⁻²Гц⁻¹ верхнє значення щільності атмосфери ρ не перевищує $2.7 \cdot 10^{-12}$ кгс·с²м⁻⁴, то отримані оцінки можна поширити на n витків в межах міжкорекційного інтервалу. При цьому

$$\Delta r(n) = 4\pi n b \rho r^2, \quad (1)$$

де $b = c_x S / (2m)$ — балістичний коефіцієнт, r — радіус орбіти; c_x , S , m — коефіцієнт лобового опору, площа характерного перерізу і маса КА відповідно.

Слід зазначити, що коли представляють інтерес тільки вікові зміни радіуса кругової орбіти і аргумента широти, як це має місце в даній задачі, то для отримання таких же оцінок названих величин можна замість лінеаризації рівнянь руху і використання припущення про постійність F_a проінтегрувати співвідношення між елементарною роботою сили F_a і приростом повної механічної енергії КА. При цьому щільність атмосфери в обмеженому діапазоні радіусів вважається постійною.

Для визначення зміни відстані ОС—СС l в залежності від поточного часу t або числа витків n крім радіуса орбіти необхідно знати також аргу-

мент широти u , який запишемо у вигляді

$$u(t) = u(t_0) + \sqrt{\mu/r^3} (t - t_0) f(t), \quad (2)$$

де t_0 — початкове значення часу, μ — гравітаційний параметр Землі, f — функція для представлення збуреної складової аргумента широти. На основі отриманого Ельясбергом розв'язку лінеаризованих рівнянь руху КА (а також шляхом використання результату інтегрування згаданого вище співвідношення) функцію f можна записати у вигляді

$$f(t) = 1 + \frac{3}{2} \sqrt{\mu/r} b \rho (t - t_0). \quad (3)$$

Враховуючи мале значення ρ і тривалий (декілька років) строк експлуатації групи КА, її кінематичні параметри більш доцільно виражати через число витків ОС в незбуреному русі:

$$\begin{aligned} u^o(n) &= u_0^o + 2\pi n f^o(n), \\ u^c(n) &= u_0^c + 2\pi n \sqrt{x^3} f^c(n), \\ f^o(n) &= 1 + 3\pi n b^o \rho r^o, \\ f^c(n) &= 1 + 3\pi n b^c \rho r^o \sqrt{x}, \end{aligned} \quad (4)$$

де верхні індекси «о» і «с» відносяться до ОС і СС відповідно, u_0 — початкові величини, $x = r^o/r^c$; r^o , r^c — радіуси орбіт на початку міжкорекційного інтервалу.

Для підтримання стабільності відстані ОС—СС різниця радіусів їх орбіт не повинна перевищувати десяти долей процента, тому для широкого діапазону відстаней $l = (0.01 \pm 0.6) \cdot r^o$ з похибкою не більше кількох процентів

$$l(n) = r^o(n) [u^o(n) - u^c(n)]. \quad (5)$$

Різницю аргументів широти $\Delta u = u^o - u^c$ можна записати як суму початкової і збуреної складових:

$$\Delta u(n) = \Delta u_0 + 2\pi n \varphi(n), \quad (6)$$

при цьому, маючи на увазі (4)—(6), представимо функцію $\varphi(n)$ у вигляді

$$\varphi(n) = f_1 - f_2 n, \quad (7)$$

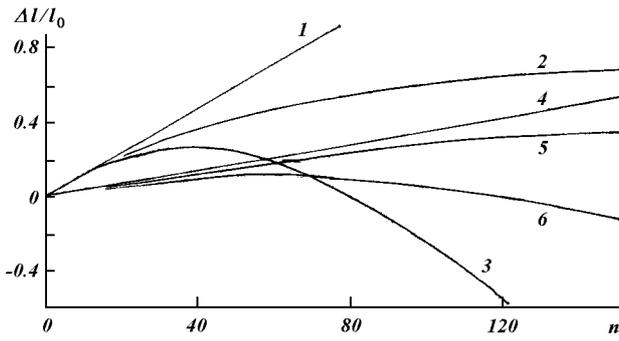
де

$$f_1 = 1 - \sqrt{x^3}, \quad f_2 = 3\pi (b^c x^2 - b^o) \rho r^o.$$

Тоді зміна відстані ОС—СС в результаті опору атмосфери, як випливає з (5) і (6),

$$\Delta l(n) = 2\pi n \varphi(n) r^o. \quad (8)$$

Аналіз співвідношень (7), (8) показує, що при $r^c > r^o$ ($x < 1$) відхилення Δl відстані ОС—СС буде мати максимум, положення якого визначається ви-



Вплив рівня сонячної активності на зміну відстані ОС—СС: $l_0 = 250$ км; 1, 2, 3: $r^0/r_e = 1.094$, $1 - x = 0.431 \cdot 10^{-4}$; 4, 5, 6: $r^0/r_e = 1.126$, $1 - x = 0.139 \cdot 10^{-4}$; $F_0 = 100 \cdot 10^{22}$ (1, 4), $200 \cdot 10^{22}$ (2, 5), $275 \cdot 10^{22}$ Вт·м⁻²Гц⁻¹ (3, 6)

разом

$$n_{\max} = f_1 / (2f_2), \quad (9)$$

при цьому максимальне значення Δl в межах міжкорекційного інтервалу

$$\Delta l(n_{\max}) = \pi r^0 \frac{f_1^2}{2f_2}. \quad (10)$$

Приклади залежностей $\Delta l(n)/l_0$ для різних рівнів сонячної активності F_0 показані на рисунку (l_0 — номінальне значення відстані ОС—СС).

Перейдемо до розрахунку міжкорекційних інтервалів для ОС і СС. Будемо виходити з обґрунтованого конструктивними міркуваннями припущення, що між балістичними коефіцієнтами СС та ОС виконується співвідношення

$$b_c > 2b_o, \quad (11)$$

у відповідності з яким частота корекцій СС буде істотно більшою, ніж ОС.

Корекція ОС для протидії фактору опору атмосфери буде проводитись при виході радіуса орбіти ОС за встановлені межі ($r^0 \pm \Delta r_m$), тобто, згідно з (1) міжкорекційний інтервал, виражений числом витків в незбуреному русі,

$$n^0 = \frac{\Delta r_m}{2\pi b^0 \rho (r^0)^2}. \quad (12)$$

Оцінка (12) виходить з припущення, що на початку інтервалу ОС знаходиться на верхній межі і що щільність атмосфери у встановлених межах є постійною. Представлення інтервалу сумою підінтервалів, очевидно, дозволить зменшити похибку розрахунку n^0 , але через широкий діапазон можливих значень ρ навіть для постійного рівня сонячної активності це не завжди виправдано.

Міжкорекційний інтервал СС n^c буде істотно меншим n^0 не тільки в зв'язку з нерівністю (11), але і тому, що, як випливає з (7) і (8), відстань $l(n)$ змінюється в результаті опору атмосфери пропорційно n^2 , тоді як радіус кругової орбіти — пропорційно $n(1)$. Як видно із виразів і рисунка, величина n^c є функцією співвідношення радіусів орбіт $x = r^c/r^0$ і різниці між аргументами широти після чергової корекції СС. Ця різниця визначається заданими значеннями відстаней ОС—СС l_k для переднього ($u_0^c > u_0^0$) і заднього ($u_0^c < u_0^0$) розташувань СС, відповідно:

$$l_{k1} = l_0 + \Delta l_m, \quad l_{k2} = l_0 - \Delta l_m, \quad (13)$$

де Δl_m — максимально допустима похибка відстані ОС—СС.

Відношення x початкових (для чергового міжкорекційного періоду) радіусів кругових орбіт визначаємо виходячи з умови подвійного проходження області допустимих значень відстані (5) $2\Delta l_m$:

$$2\Delta l(n_{\max}) = 2\Delta l_m,$$

де ліва частина визначається виразом (10). Враховуючи (9), приходимо до рівняння

$$2\Delta l_m = \frac{(1 - \sqrt{x^3})^2}{3\pi(x^2 b_c - b_o)}.$$

Оскільки очікуваний корінь цього рівняння знаходиться в малій околиці одиниці, то представлення рядом його правої частини в цій околиці дасть можливість визначити співвідношення радіусів орбіт ОС і СС після чергової корекції СС в такому вигляді:

$$x = \frac{r^0}{r^c} = 1 - \frac{2}{3} \sqrt{12\rho\Delta l_m(b_c - b_o)}. \quad (14)$$

Число витків ОС при його незбуреному русі, після якого мусить бути проведена чергова корекція відносного положення СС, впливає з (7)—(9):

$$n^c(x) = \frac{1 - \sqrt{x^3}}{3\pi\rho r^0(b^c x^2 - b^0)}. \quad (15)$$

Результати розрахунків, проведених за формулами (14), (15), представлені в таблиці (r_e — середній радіус Землі). Як видно з таблиці, наприклад, для висоти кругової орбіти $h_{kr} = 600$ км при рівні сонячної активності $F_0 = 200 \cdot 10^{22}$ Вт·м⁻²Гц⁻¹ і $\Delta l_m = 50$ км число витків незбуреного руху ОС між корекціями СС становить 175 (282 години міжкорекційний інтервал t_c), при цьому радіус орбіти ОС зменшується на 240 м.

Порівняння значень n^c та t_c з випадком, коли після чергової корекції $r^0 = r^c$, показує, що при

Залежність міжкорекційного інтервалу від рівня сонячної активності, висоти орбіти та вимог до точності відстані ОС—СС

h_{kr} , км	$F_0, 10^{-22} \text{Вт} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{Гц}^{-1}$	$r^0(p^c)$, км	Δl_m , км	$1 - x, \cdot 10^{-5}$	p^c	t^c , год	О
600	100	6971.07	10	0.56101	217	349	Н
		6971.02	50	1.2515	485	780	О
	200	6971.00	10	1.5593	78	125	В
		6970.87	50	3.4866	175	282	Ы
	275	6970.94	10	2.4993	49	79	Т
		6970.72	50	5.5887	109	175	Е
800	100	7171.10	10	0.19170	617	1036	Н
		7171.08	50	0.42864	1381	2318	О
	200	7171.03	10	0.63258	187	314	Р
		7171.01	50	1.4145	418	702	И
	275	7171.07	10	1.1407	52	87	И
		7171.02	50	2.5508	116	195	П

Примітка. $b_0 = 0.082 \text{ м}^3 \text{ кгс}^{-1} \text{ с}^{-2}$, $b_c = 0.25 \text{ м}^3 \text{ кгс}^{-1} \text{ с}^{-2}$, $r_0^0 = r_e + h_{kr}$.

початковій конфігурації (13), (14) міжкорекційний інтервал збільшується у два рази.

Отримані оцінки впливу атмосфери на параметри руху групи КА типу ОС—СС можуть бути використані в проектних роботах для визначення вимог до систем корекції апаратів.

Баринов К. Н., Бурдаев М. Н., Мамон П. А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975.—232 с.

Коцаренко М. Я., Корепанов В. С., Івченко В. М. Дослідження іоносферних провісників землетрусів (експеримент Попередження) // Косміч. наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 96—99.

Красовский А. А., Бушуев Е. И., Компаниец Э. П., Васильева А. И. Численно-аналитический метод расчета эволюции близких ИСЗ // Космич. исследования на Украине.—1973.—Вып. 2.—С. 83—91.

Назаренко А. И., Скребушевский Б. С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. — М.: Машиностроение, 1981.—284 с.

та и элементы проектирования искусственных спутников Земли / Под ред. М. К. Тихонравова. — М.: Машиностроение, 1974.—332 с.

Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. — М.: Наука, 1990.—448 с.

Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965.—540 с.

ESTIMATING THE DISTORTION OF SATELLITE — SUBSATELLITE STRUCTURE UNDER AERODYNAMIC DRAG

V. V. Avdeev

We determined the dependence of intervals between constellation corrections on orbital altitude, atmospheric density, requirements to accuracy, difference between ballistic factors, and initial relative position.

УДК 629.7.615

Математическая модель движения космического аппарата с манипулятором

Н. С. Ащепкова, Ю. Д. Шептун

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 06.08.97

Розглядається багатомасова система, що складається з космічного апарата та N -ланкового антропоморфного маніпулятора. Отримана математична модель кутового руху такої системи. Як приклад приведені результати математичного моделювання руху КА з дволанковим маніпулятором.

Рассмотрим движение малогабаритного космического аппарата (КА) с N -звенным антропоморфным манипулятором. Примем, что КА — абсолютно твердый жесткий цилиндр радиуса R , длиной L и равномерно распределенной массой. Манипулятор состоит из кольца, вращающегося вокруг корпуса КА и $N - 1$ абсолютно твердых жестких стержневых звеньев, соединенных ротационными парами пятого класса. Распределение масс манипулятора равномерное, геометрические размеры k -го стержневого звена ($k = 1, \dots, N - 1$): r_k — радиус стержня, l_k — длина стержня. Движение КА с манипулятором рассматривается как движение системы тел вокруг центра масс и движение центра масс в инерциальной системе отсчета. Относительное движение манипулятора состоит из движений звеньев руки манипулятора в плоскости, проходящей через продольную ось $C_{КА}X$ корпуса КА и шарнир Ш (рис. 1), которая вращается вокруг оси $C_{КА}X$.

Основную задачу сформулируем как получение уравнений углового движения КА с манипулятором относительно центра масс системы и уравнений относительного движения манипулятора. Примем следующие допущения:

- масса кольца манипулятора значительно меньше массы руки с нагрузкой;
- масса манипулятора составляет не более 1 % массы КА;

— длина руки манипулятора равна длине корпуса КА,

$$L = \sum_{k=2}^N l_k.$$

УРАВНЕНИЯ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАНИПУЛЯТОРОМ

Из теоремы об изменении кинетического момента получим

$$\frac{d}{dt} \sum_i \rho_i \times m_i V_i + \frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j V_j = M_\Sigma, \quad (1)$$

где ρ_i — радиус-вектор i -й точки КА в инерциальной системе отсчета, $\rho_i = \rho_o + r_i$; ρ_j — радиус-вектор j -й точки манипулятора в инерциальной системе отсчета, $\rho_j = \rho_o + r_j$; ρ_o — радиус-вектор центра масс (точки O) системы КА с манипулятором в инерциальной системе отсчета; r_i — радиус-вектор i -й точки КА относительно центра масс системы; r_j — радиус-вектор j -й точки манипулятора относительно центра масс системы; m_i — масса i -й точки КА; m_j — масса j -й точки манипулятора; $V_i = d\rho_i/dt$ — скорость i -й точки КА в инерциальной системе отсчета; $V_j = d\rho_j/dt$ — скорость j -й точки манипулятора в инерциальной системе отсчета.

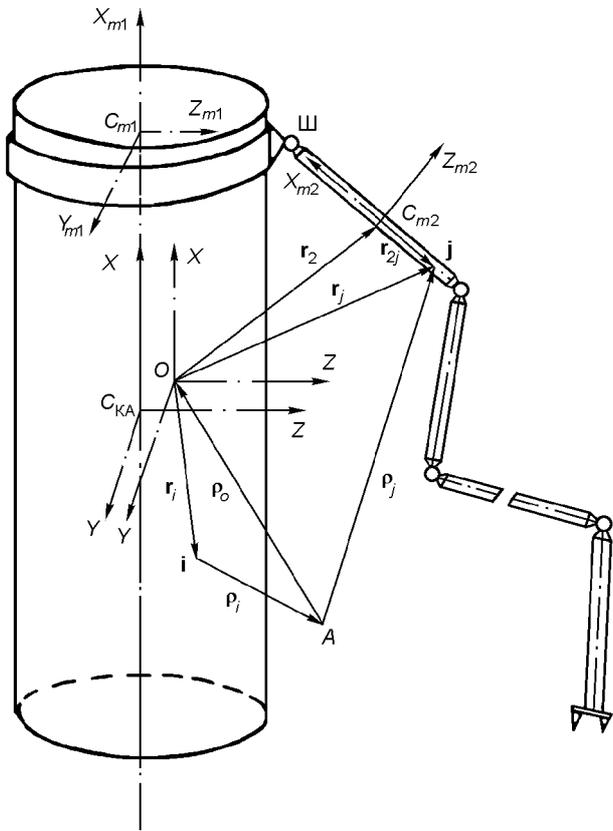


Рис. 1. Космический аппарат с N -звенным манипулятором

Преобразуем первое слагаемое в формуле (1)

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \sum_i \rho_i \times m_i \mathbf{V}_i &= \sum_i \frac{d\rho_i}{dt} \times m_i \mathbf{V}_i + \sum_i \rho_i \times m_i \frac{d\mathbf{V}_i}{dt} = \\ &= \sum_i \rho_i \times m_i \frac{d\mathbf{V}_i}{dt}, \end{aligned} \quad (2)$$

где

$$\frac{d\rho_i}{dt} \times m_i \mathbf{V}_i = 0$$

как векторное произведение коллинеарных векторов.

Так как $\rho_i = \rho_o + \mathbf{r}_i$, то

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \frac{d(\rho_o + \mathbf{r}_i)}{dt} = \frac{d\rho_o}{dt} + \frac{d\mathbf{r}_i}{dt}. \quad (3)$$

Используя понятие локальной производной (Никитин, 1990), запишем:

$$\frac{d}{dt} \rho_o = \frac{\delta \rho_o}{dt} + \Omega \times \rho_o = \Omega \times \rho_o, \quad (4)$$

$$\frac{d\mathbf{r}_i}{dt} = \frac{\delta \mathbf{r}_i}{dt} + \Omega \times \mathbf{r}_i, \quad (5)$$

где d/dt — производная, вычисленная в инерциальной системе отсчета; δ/dt — производная, вычисленная в связанной системе координат $OXYZ$. Начало отсчета (точка O) помещена в центр масс системы. Оси системы $OXYZ$ параллельны главным центральным осям инерции КА (рис. 1); Ω — вектор угловой скорости движения связанной системы координат относительно инерциальной системы координат.

С учетом (3)—(5) выражение (2) можно преобразовать к виду:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \sum_i \rho_i \times m_i \mathbf{V}_i &= \sum_i (\rho_o + \mathbf{r}_i) \times \\ &\times m_i \left\{ \frac{d}{dt} \left(\frac{\delta \mathbf{r}_i}{dt} \right) + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] + \right. \\ &\left. + \frac{d\Omega}{dt} \times \mathbf{r}_i + \Omega \times [\Omega \times \mathbf{r}_i] + \frac{d\mathbf{r}_i}{dt} \right\}. \end{aligned} \quad (6)$$

Преобразуем второе слагаемое в формуле (1):

$$\frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = \sum_j \rho_j \times m_j \frac{d\mathbf{V}_j}{dt}. \quad (7)$$

Согласно рис. 1 $\rho_j = \rho_o + \mathbf{r}_j$ и

$$\mathbf{r}_j = \sum_{k=1}^N \mathbf{r}_k + \mathbf{r}_{kj},$$

где $k = 1, \dots, N$ — номер звена манипулятора; \mathbf{r}_k — радиус-вектор центра масс k -го звена манипулятора (точки C_{mk}) относительно центра масс системы (точки O); \mathbf{r}_{kj} — радиус-вектор j -й точки k -го звена манипулятора относительно центра масс k -го звена (точки C_{mk}). Поэтому

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_j &= \frac{d\rho_j}{dt} = \frac{d(\rho_o + \mathbf{r}_j)}{dt} = \frac{d\rho_o}{dt} + \frac{d}{dt} \sum_k (\mathbf{r}_k + \mathbf{r}_{kj}) = \\ &= \frac{d\rho_o}{dt} + \sum_k \frac{d}{dt} [\mathbf{r}_k + \mathbf{r}_{kj}]. \end{aligned}$$

Из выражения (7) можно записать:

$$\sum_j \rho_j \times m_j \frac{d\mathbf{V}_j}{dt} = \sum_k (\rho_o + \mathbf{r}_k) \times m_k \frac{d\mathbf{V}_k}{dt}, \quad (8)$$

где m_k — масса k -го звена манипулятора; \mathbf{V}_k — скорость центра масс k -го звена манипулятора в инерциальной системе отсчета.

Используя понятие локальной производной (Никитин, 1990), запишем

$$\frac{d\rho_o}{dt} = \frac{\delta \rho_o}{dt} + \Omega \times \rho_o, \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}_1}{dt} &= \frac{\delta\mathbf{r}_1}{dt} + \Omega \times \mathbf{r}_1 = \frac{\delta_1\mathbf{r}_1}{dt} + \Omega \times \mathbf{r}_1 + \omega_1 \times \mathbf{r}_1 = \\ &= (\Omega + \omega_1) \times \mathbf{r}_1, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}_2}{dt} &= \frac{\delta\mathbf{r}_2}{dt} + \Omega \times \mathbf{r}_2 = \frac{\delta_1\mathbf{r}_2}{dt} + \Omega \times \mathbf{r}_2 + \omega_1 \times \mathbf{r}_2 = \\ &= \frac{\delta_2\mathbf{r}_2}{dt} + \omega_2 \times \mathbf{r}_2 + \omega_1 \times \mathbf{r}_2 + \Omega \times \mathbf{r}_2 = \\ &= (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}_k}{dt} &= \frac{\delta\mathbf{r}_k}{dt} + \Omega \times \mathbf{r}_k = \frac{\delta_1\mathbf{r}_k}{dt} + \omega_1 \times \mathbf{r}_k + \Omega \times \mathbf{r}_k = \\ &= \frac{\delta_2\mathbf{r}_k}{dt} + \omega_2 \times \mathbf{r}_k + \omega_1 \times \mathbf{r}_k + \Omega \times \mathbf{r}_k = \dots = \\ &= \frac{\delta_k\mathbf{r}_k}{dt} + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k = \\ &= (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k. \end{aligned} \quad (12)$$

Здесь \mathbf{r}_1 — радиус-вектор центра масс кольца (точка C_{m1}) манипулятора относительно точки O — центра масс системы, \mathbf{r}_2 — радиус-вектор центра масс первого звена руки манипулятора (точка C_{m2}) относительно точки O , \mathbf{r}_k — радиус-вектор центра масс k -го звена руки манипулятора (точка C_{mk}) относительно точки O , δ_1/dt — производная, вычисленная в системе координат $C_{m1}X_{m1}Y_{m1}Z_{m1}$, связанной с кольцом манипулятора.

Точка C_{m1} — центр масс кольца — начало отсчета. Оси $C_{m1}X_{m1}$, $C_{m1}Y_{m1}$, $C_{m1}Z_{m1}$ совпадают с главными центральными осями инерции кольца (рис. 1). Ось $C_{m1}Z_{m1}$ направлена к шарниру Ш, оси $C_{m1}X_{m1}$ и $C_{m1}Y_{m1}$ дополняют систему до правой тройки ортогональных векторов; δ_2/dt — производная, вычисленная в системе координат $C_{m2}X_{m2}Y_{m2}Z_{m2}$, связанной с первым звеном руки манипулятора.

Точка C_{m2} — центр масс первого звена руки — начало отсчета. Оси $C_{m2}X_{m2}$, $C_{m2}Y_{m2}$, $C_{m2}Z_{m2}$ совпадают с главными центральными осями инерции первого звена руки (рис. 1). Ось $C_{m2}X_{m2}$ — продольная ось звена, оси $C_{m2}Y_{m2}$ и $C_{m2}Z_{m2}$ дополняют систему до правой; δ_k/dt — производная, вычисленная в системе координат $C_{mk}X_{mk}Y_{mk}Z_{mk}$, связанной с k -м звеном манипулятора.

Точка C_{mk} — центр масс k -го звена — начало отсчета. Оси $C_{mk}X_{mk}$, $C_{mk}Y_{mk}$, $C_{mk}Z_{mk}$ совпадают с главными центральными осями инерции стержня. Ось $C_{mk}X_{mk}$ — продольная ось стержня, оси $C_{mk}Y_{mk}$ и $C_{mk}Z_{mk}$ дополняют систему до правой; ω_1 — вектор угловой скорости кольца манипулятора относительно системы координат $OXYZ$; ω_2 — вектор

угловой скорости второго звена манипулятора относительно системы координат $C_{m1}X_{m1}Y_{m1}Z_{m1}$; ω_k — вектор угловой скорости k -го звена относительно системы координат $C_{mk-1}X_{mk-1}Y_{mk-1}Z_{mk-1}$.

Подставив выражения (9)—(12) в (8) и обозначив через m_k массу k -го звена руки манипулятора, получим:

$$\begin{aligned} &\frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = (\rho_o + \mathbf{r}_1) \times \\ &\quad \times m_1 \frac{d}{dt} \{(\omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_1 + \Omega \times \rho_o\} + \\ &\quad + (\rho_o + \mathbf{r}_2) \times m_2 \frac{d}{dt} \{(\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2 + \Omega \times \rho_o\} + \\ &\quad + \dots + (\rho_o + \mathbf{r}_k) \times m_k \frac{d}{dt} \{(\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \\ &\quad + \Omega) \times \mathbf{r}_k + \Omega \times \rho_o\} = (\rho_o + \mathbf{r}_1) \times \\ &\quad \times m_1 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_1 + (\omega_1 + \Omega) \times \frac{d\mathbf{r}_1}{dt} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times \frac{d\rho_o}{dt} \right\} + (\rho_o + \mathbf{r}_2) \times \\ &\quad \times m_2 \left\{ \frac{d}{dt} (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2 + (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \frac{d\mathbf{r}_2}{dt} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times \frac{d\rho_o}{dt} \right\} + \dots + (\rho_o + \mathbf{r}_k) \times \\ &\quad \times m_k \left\{ \frac{d}{dt} (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k + \right. \\ &\quad \left. + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \frac{d\mathbf{r}_k}{dt} + \right. \\ &\quad \left. + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times \frac{d\rho_o}{dt} \right\}. \end{aligned} \quad (13)$$

С учетом (9)—(12) преобразуем (13) к виду

$$\begin{aligned} &\frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = (\rho_o + \mathbf{r}_1) \times \\ &\quad \times m_1 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_1 + (\omega_1 + \Omega) \times [(\omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_1] + \right. \\ &\quad \left. + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] \right\} + (\rho_o + \mathbf{r}_2) \times \\ &\quad \times m_2 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_2 + (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \right. \\ &\quad \left. \times [(\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2] + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] \right\} + \dots + \\ &\quad + (\rho_o + \mathbf{r}_k) \times m_k \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \dots + \omega_k + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_k + \right. \\ &\quad \left. + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times [(\omega_k + \dots + \omega_2 + \right. \\ &\quad \left. + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k] + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] \right\}. \end{aligned} \quad (14)$$

Отметим, что центр масс системы тел незначительно смещен относительно центра масс КА. Если за центр масс системы принять центр масс КА, то уравнения (7) и (14) соответственно примут вид:

$$\frac{d}{dt} \sum_i \rho_i \times m_i \mathbf{V}_i = \sum_i \mathbf{r}_i \times m_i \left\{ \frac{d\Omega}{dt} \times \mathbf{r}_i + \Omega \times [\Omega \times \mathbf{r}_i] \right\}, \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = & \mathbf{r}_1 \times m_1 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_1 + (\omega_1 + \Omega) \times [(\omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_1] \right\} + \\ & + \mathbf{r}_2 \times m_2 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_2 + (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \right. \\ & \times [(\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2] \left. \right\} + \dots + \mathbf{r}_k \times \\ & \times m_k \left\{ \frac{d(\omega_k + \dots + \omega_1 + \omega_2 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_k + \right. \\ & + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \\ & \left. \times [(\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k] \right\}. \quad (16) \end{aligned}$$

Подставив (15) и (16) в (1), получим:

$$\begin{aligned} \sum_i \mathbf{r}_i \times m_i \left\{ \frac{d\Omega}{dt} \times \mathbf{r}_i + \Omega \times [\Omega \times \mathbf{r}_i] \right\} + \\ + \mathbf{r}_1 \times m_1 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_1 + (\omega_1 + \Omega) \times \right. \\ \times [(\omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_1] \left. \right\} + \mathbf{r}_2 \times m_2 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_2 + \right. \\ + (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times [(\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2] \left. \right\} + \dots + \\ + \mathbf{r}_k \times m_k \left\{ \frac{d(\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_k + \right. \\ + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times [(\omega_k + \dots + \\ + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k] \left. \right\} = \mathbf{M}_\Sigma. \quad (17) \end{aligned}$$

Полученное уравнение (17) — это уравнение углового движения системы КА с манипулятором.

УРАВНЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ МАНИПУЛЯТОРА

Рассматривая манипулятор как тело, переносимое в пространстве КА, на основе теоремы об изменении момента количества движения для первого звена (кольца) манипулятора запишем:

$$\frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = \mathbf{M}_{m_1}. \quad (18)$$

Если подставить (14) в (18), получим

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = & (\rho_o + \mathbf{r}_1) \times m_1 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_1 + (\omega_1 + \Omega) \times [(\omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_1] + \right. \\ & + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] \left. \right\} + (\rho_o + \mathbf{r}_2) \times \\ & \times m_2 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_2 + (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \right. \\ & \times [(\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2] + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] \left. \right\} + \dots + \\ & + (\rho_o + \mathbf{r}_k) \times m_k \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \dots + \omega_k + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_k + \right. \\ & + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times [(\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \\ & + \Omega) \times \mathbf{r}_k] + \frac{d\Omega}{dt} \times \rho_o + \Omega \times [\Omega \times \rho_o] \left. \right\} = \mathbf{M}_{m_1}. \quad (19) \end{aligned}$$

Если совместить центр масс системы с центром масс КА, то $\rho_o = 0$, и из выражения (19) получим:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \sum_j \rho_j \times m_j \mathbf{V}_j = & \mathbf{r}_1 \times m_1 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_1 + (\omega_1 + \Omega) \times [(\omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_1] \right\} + \\ & + \mathbf{r}_2 \times m_2 \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_2 + (\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \right. \\ & \times [(\omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_2] \left. \right\} + \\ & + \mathbf{r}_k \times m_k \left\{ \frac{d(\omega_1 + \omega_2 + \dots + \omega_k + \Omega)}{dt} \times \mathbf{r}_k + \right. \\ & + (\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \\ & \left. \times [(\omega_k + \dots + \omega_2 + \omega_1 + \Omega) \times \mathbf{r}_k] \right\} = \mathbf{M}_{m_1}. \quad (20) \end{aligned}$$

Уравнение (20) — уравнение относительного углового движения первого звена манипулятора в векторной форме.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ В СКАЛЯРНОЙ ФОРМЕ

Запишем уравнения (17) и (20) в проекциях на оси связанной системы координат $C_{КА}XYZ$. Для этого вычислим и запишем векторные произведения, входящие в уравнения (17) и (20) через проекции

векторов сомножителей на указанные оси. Например:

$$\begin{aligned} & \mathbf{r}_i \times m_i \left(\frac{d\Omega}{dt} \times \mathbf{r}_i \right) = \\ & = \mathbf{i} \left[m_i \left(\frac{d\Omega_x}{dt} r_{iy}^2 - \frac{d\Omega_y}{dt} r_{ix} r_{iy} + \frac{d\Omega_x}{dt} r_{iz}^2 - \frac{d\Omega_z}{dt} r_{ix} r_{iz} \right) \right] + \\ & + \mathbf{j} \left[m_i \left(\frac{d\Omega_y}{dt} r_{iz}^2 - \frac{d\Omega_z}{dt} r_{iy} r_{iz} - \frac{d\Omega_x}{dt} r_{iy} r_{ix} + \frac{d\Omega_y}{dt} r_{ix}^2 \right) \right] + \\ & + \mathbf{k} \left[m_i \left(\frac{d\Omega_z}{dt} r_{ix}^2 - \frac{d\Omega_x}{dt} r_{ix} r_{iz} - \frac{d\Omega_y}{dt} r_{iy} r_{iz} + \frac{d\Omega_z}{dt} r_{iy}^2 \right) \right]. \end{aligned}$$

Здесь принято: $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ — орты системы координат $C_{KA}XYZ$,

$$\mathbf{r}_i = r_{ix}\mathbf{i} + r_{iy}\mathbf{j} + r_{iz}\mathbf{k},$$

$$\Omega = \Omega_x\mathbf{i} + \Omega_y\mathbf{j} + \Omega_z\mathbf{k}.$$

Примем

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_1 &= r_{1x}\mathbf{i} + r_{1y}\mathbf{j} + r_{1z}\mathbf{k}, \\ \mathbf{r}_2 &= r_{2x}\mathbf{i} + r_{2y}\mathbf{j} + r_{2z}\mathbf{k}, \\ \mathbf{r}_k &= r_{kx}\mathbf{i} + r_{ky}\mathbf{j} + r_{kz}\mathbf{k}, \\ \omega_1 &= \omega_{1x}\mathbf{i} + \omega_{1y}\mathbf{j} + \omega_{1z}\mathbf{k}, \\ \omega_2 &= \omega_{2x}\mathbf{i} + \omega_{2y}\mathbf{j} + \omega_{2z}\mathbf{k}, \\ \omega_k &= \omega_{kx}\mathbf{i} + \omega_{ky}\mathbf{j} + \omega_{kz}\mathbf{k}. \end{aligned} \quad (21)$$

Введем обозначения инерционных характеристик:

$$\begin{aligned} \sum_i m_i(r_{iy}^2 + r_{iz}^2) &= I_{xx}^{KA}, & \sum_i m_i r_{ix} r_{iy} &= I_{xy}^{KA}, \\ \sum_i m_i(r_{ix}^2 + r_{iz}^2) &= I_{yy}^{KA}, & \sum_i m_i r_{ix} r_{iz} &= I_{xz}^{KA}, \\ \sum_i m_i(r_{ix}^2 + r_{iy}^2) &= I_{zz}^{KA}, & \sum_i m_i r_{iz} r_{iy} &= I_{xy}^{KA}, \\ m_1(r_{1y}^2 + r_{1z}^2) &= I_{xx1}^{KA}, & m_1 r_{1x} r_{1y} &= I_{xy1}^{KA}, \\ m_1(r_{1x}^2 + r_{1z}^2) &= I_{yy1}^{KA}, & m_1 r_{1x} r_{1z} &= I_{xz1}^{KA}, \\ m_1(r_{1x}^2 + r_{1y}^2) &= I_{zz1}^{KA}, & m_1 r_{1y} r_{1z} &= I_{yz1}^{KA}, \\ m_2(r_{2y}^2 + r_{2z}^2) &= I_{xx2}^{KA}, & m_2 r_{2x} r_{2y} &= I_{xy2}^{KA}, \\ m_2(r_{2x}^2 + r_{2z}^2) &= I_{yy2}^{KA}, & m_2 r_{2x} r_{2z} &= I_{xz2}^{KA}, \\ m_2(r_{2x}^2 + r_{2y}^2) &= I_{zz2}^{KA}, & m_2 r_{2y} r_{2z} &= I_{yz2}^{KA}, \\ I_{xx}^{KA} + I_{xx1}^{KA} + I_{xx2}^{KA} + \dots + I_{xxk}^{KA} &= I_{xx\Sigma}^{KA}, \\ I_{xy}^{KA} + I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA} + \dots + I_{xyk}^{KA} &= I_{xy\Sigma}^{KA}, \\ I_{yy}^{KA} + I_{yy1}^{KA} + I_{yy2}^{KA} + \dots + I_{yyk}^{KA} &= I_{yy\Sigma}^{KA}, \end{aligned} \quad (22)$$

$$I_{yz}^{KA} + I_{yz1}^{KA} + I_{yz2}^{KA} + \dots + I_{yzk}^{KA} = I_{yz\Sigma}^{KA},$$

$$I_{zz}^{KA} + I_{zz1}^{KA} + I_{zz2}^{KA} + \dots + I_{zzk}^{KA} = I_{zz\Sigma}^{KA},$$

$$I_{xz}^{KA} + I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA} + \dots + I_{xzk}^{KA} = I_{xz\Sigma}^{KA}.$$

Теперь запишем уравнение углового движения системы КА с манипулятором в проекциях на оси связанной системы координат.

На ось $C_{KA}X$:

$$\begin{aligned} & I_{xx\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{xy\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{xz\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + (\Omega_z^2 - \Omega_y^2) I_{yz\Sigma}^{KA} + \\ & + \Omega_y \Omega_z (I_{zz\Sigma}^{KA} - I_{yy\Sigma}^{KA}) - \Omega_x \Omega_y I_{xz\Sigma}^{KA} + \Omega_x \Omega_z I_{xy\Sigma}^{KA} + \\ & + \sum_{k=1}^N \left\{ I_{xxk}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{xyk}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{xzk}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + \right. \\ & + \sum_{j=1}^k \left[I_{xxk}^{KA} \frac{d\omega_{jx}}{dt} - I_{xyk}^{KA} \frac{d\omega_{jy}}{dt} - I_{xzk}^{KA} \frac{d\omega_{jz}}{dt} \right] + \\ & + (\Omega_z^2 - \Omega_y^2) I_{yzk}^{KA} + \Omega_y \Omega_z (I_{zzk}^{KA} - I_{yyk}^{KA}) - \Omega_x \Omega_y I_{xz k}^{KA} + \\ & + \Omega_x \Omega_z I_{xyk}^{KA} + \sum_{j=1}^k [(\Omega_z \omega_{jz} - \Omega_y \omega_{jy}) I_{yzk}^{KA} + \Omega_x \omega_{jz} I_{xyk}^{KA} - \\ & - \Omega_x \omega_{jy} I_{xzk}^{KA} + \Omega_y \omega_{jz} r_{ky}^2 m_k - \Omega_z \omega_{jy} r_{kz}^2 m_k] + \\ & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{jz} \Omega_z - \omega_{jy} \Omega_y) I_{yzk}^{KA} + \omega_{jx} \Omega_z I_{xyk}^{KA} - \\ & - \omega_{jx} \Omega_y I_{xzk}^{KA} + \omega_{jy} \Omega_z r_{ky}^2 m_k - \omega_{jz} \Omega_y r_{kz}^2 m_k] + \\ & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{kz} \omega_{jz} - \omega_{ky} \omega_{jy}) I_{yzk}^{KA} + \omega_{kx} \omega_{jz} I_{xyk}^{KA} - \\ & - \omega_{kx} \omega_{jy} I_{xzk}^{KA} + \omega_{ky} \omega_{jz} r_{ky}^2 m_k - \omega_{kz} \omega_{jy} r_{kz}^2 m_k] \left. \right\} = M_{\Sigma x}; \quad (23) \end{aligned}$$

на ось $C_{KA}Y$:

$$\begin{aligned} & - I_{xy\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} + I_{yy\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{yz\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + (\Omega_x^2 - \Omega_z^2) I_{xz\Sigma}^{KA} + \\ & + \Omega_x \Omega_z (I_{xx\Sigma}^{KA} - I_{zz\Sigma}^{KA}) - \Omega_y \Omega_z I_{xy\Sigma}^{KA} + \Omega_x \Omega_y I_{yz\Sigma}^{KA} + \\ & + \sum_{k=1}^N \left\{ - I_{xyk}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} + I_{yyk}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + \right. \\ & + \sum_{j=1}^k \left[I_{xyk}^{KA} \frac{d\omega_{jx}}{dt} + I_{yyk}^{KA} \frac{d\omega_{jy}}{dt} + I_{yzk}^{KA} \frac{d\omega_{jz}}{dt} \right] + \\ & + (\Omega_x^2 - \Omega_z^2) I_{xz k}^{KA} + \Omega_x \Omega_z (I_{xxk}^{KA} - I_{zzk}^{KA}) - \Omega_y \Omega_z I_{xyk}^{KA} + \\ & + \Omega_x \Omega_y I_{yz k}^{KA} + \sum_{j=1}^k [(\Omega_x \omega_{jx} - \Omega_z \omega_{jz}) I_{xz k}^{KA} - \Omega_y \omega_{jz} I_{xyk}^{KA} + \\ & + \Omega_y \omega_{jx} I_{yz k}^{KA} + \Omega_z \omega_{jx} r_{kz}^2 m_k - \Omega_x \omega_{jz} r_{kx}^2 m_k] + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{jx}\Omega_x - \omega_{jz}\Omega_z)I_{zjk}^{KA} - \omega_{jy}\Omega_z I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \omega_{jy}\Omega_x I_{yzk}^{KA} + \omega_{jz}\Omega_x r_{kz}^2 m_k - \omega_{jx}\Omega_z r_{kx}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{kx}\omega_{jx} - \omega_{kz}\omega_{jz})I_{zjk}^{KA} - \omega_{ky}\omega_{jz} I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \omega_{ky}\omega_{jx} I_{yzk}^{KA} + \omega_{kz}\omega_{jz} r_{kz}^2 m_k - \omega_{kx}\omega_{jz} r_{kx}^2 m_k] \Big\} = M_{\Sigma y}; \quad (24)
 \end{aligned}$$

на ось $C_{KA}Z$:

$$\begin{aligned}
 & - I_{xz\Omega}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{yz\Omega}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} + I_{zz\Omega}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + (\Omega_y^2 - \Omega_x^2)I_{xy\Omega}^{KA} + \\
 & + \Omega_x \Omega_y (I_{yy\Omega}^{KA} - I_{xx}^{KA}) - \Omega_x \Omega_z I_{yz\Omega}^{KA} + \Omega_y \Omega_z I_{xz\Omega}^{KA} + \\
 & + \sum_{k=1}^N \left\{ - I_{zjk}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} + I_{zzk}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + \right. \\
 & + \sum_{j=1}^k \left[- I_{zjk}^{KA} \frac{d\omega_{jx}}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\omega_{jy}}{dt} + I_{zzk}^{KA} \frac{d\omega_{jz}}{dt} \right] + \\
 & + (\Omega_y^2 - \Omega_x^2)I_{xyk}^{KA} + \Omega_x \Omega_y (I_{yyk}^{KA} - I_{xxk}^{KA}) - \Omega_x \Omega_z I_{yzk}^{KA} + \\
 & + \Omega_y \Omega_z I_{xz k}^{KA} + \sum_{j=1}^k [(\Omega_y \omega_{jy} - \Omega_x \omega_{jx})I_{xyk}^{KA} - \Omega_z \omega_{jx} I_{yzk}^{KA} + \\
 & + \Omega_z \omega_{jy} I_{zjk}^{KA} + \Omega_x \omega_{jz} r_{kx}^2 m_k - \Omega_y \omega_{jz} r_{ky}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{jy}\Omega_y - \omega_{jx}\Omega_x)I_{xyk}^{KA} - \omega_{jz}\Omega_x I_{yzk}^{KA} + \\
 & + \omega_{jz}\Omega_y I_{zjk}^{KA} + \omega_{jx}\Omega_y r_{kx}^2 m_k - \omega_{jy}\Omega_x r_{ky}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{ky}\omega_{jy} - \omega_{kx}\omega_{jx})I_{xyk}^{KA} - \omega_{kz}\omega_{jz} I_{yzk}^{KA} + \\
 & + \omega_{kz}\omega_{jy} I_{zjk}^{KA} + \omega_{kx}\omega_{jz} r_{kx}^2 m_k - \omega_{ky}\omega_{jz} r_{ky}^2 m_k] \Big\} = M_{\Sigma z}. \quad (25)
 \end{aligned}$$

Уравнения относительного движения k -го звена манипулятора в проекциях на оси связанной системы координат имеют следующий вид.

На ось $C_{KA}X$:

$$\begin{aligned}
 & \sum_{k=n}^N \left\{ I_{xxk}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{xyk}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{xzk}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + \right. \\
 & + \sum_{j=1}^k \left[I_{xxk}^{KA} \frac{d\omega_{jx}}{dt} - I_{xyk}^{KA} \frac{d\omega_{jy}}{dt} - I_{xzk}^{KA} \frac{d\omega_{jz}}{dt} \right] + \\
 & + (\Omega_z^2 - \Omega_y^2)I_{xyk}^{KA} + \Omega_y \Omega_z (I_{zzk}^{KA} - I_{yyk}^{KA}) - \Omega_x \Omega_y I_{xzk}^{KA} + \\
 & + \Omega_x \Omega_z I_{xyk}^{KA} + \sum_{j=1}^k [(\Omega_z \omega_{jz} - \Omega_y \omega_{jy})I_{xyk}^{KA} + \Omega_x \omega_{jz} I_{xzk}^{KA} -
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & - \Omega_x \omega_{jy} I_{xzk}^{KA} + \Omega_y \omega_{jz} r_{ky}^2 m_k - \Omega_z \omega_{jz} r_{kz}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{jz}\Omega_z - \omega_{jy}\Omega_y)I_{yzk}^{KA} + \omega_{jx}\Omega_z I_{xyk}^{KA} - \\
 & - \omega_{jx}\Omega_y I_{zjk}^{KA} + \omega_{jy}\Omega_z r_{ky}^2 m_k - \omega_{jz}\Omega_x r_{kz}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{kz}\omega_{jz} - \omega_{ky}\omega_{jy})I_{yzk}^{KA} + \omega_{kx}\omega_{jz} I_{xyk}^{KA} - \\
 & - \omega_{kx}\omega_{jy} I_{zjk}^{KA} + \omega_{ky}\omega_{jz} r_{ky}^2 m_k - \omega_{kz}\omega_{jz} r_{kz}^2 m_k] \Big\} = M_{\Sigma x}; \quad (26)
 \end{aligned}$$

на ось $C_{KA}Y$:

$$\begin{aligned}
 & \sum_{k=n}^N \left\{ - I_{xyk}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} + I_{yyk}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + \right. \\
 & + \sum_{j=1}^k \left[- I_{xyk}^{KA} \frac{d\omega_{jx}}{dt} + I_{yyk}^{KA} \frac{d\omega_{jy}}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\omega_{jz}}{dt} \right] + \\
 & + (\Omega_x^2 - \Omega_z^2)I_{xyk}^{KA} + \Omega_x \Omega_z (I_{xxk}^{KA} - I_{zzk}^{KA}) - \Omega_y \Omega_z I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \Omega_x \Omega_y I_{yzk}^{KA} + \sum_{j=1}^k [(\Omega_x \omega_{jx} - \Omega_z \omega_{jz})I_{xyk}^{KA} - \Omega_y \omega_{jz} I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \Omega_y \omega_{jx} I_{yzk}^{KA} + \Omega_z \omega_{jz} r_{kz}^2 m_k - \Omega_x \omega_{jz} r_{kx}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{jx}\Omega_x - \omega_{jz}\Omega_z)I_{zjk}^{KA} - \omega_{jy}\Omega_z I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \omega_{jy}\Omega_x I_{yzk}^{KA} + \omega_{jz}\Omega_x r_{kz}^2 m_k - \omega_{jx}\Omega_z r_{kx}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{kx}\omega_{jx} - \omega_{kz}\omega_{jz})I_{zjk}^{KA} - \omega_{ky}\omega_{jz} I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \omega_{ky}\omega_{jx} I_{yzk}^{KA} + \omega_{kz}\omega_{jz} r_{kz}^2 m_k - \omega_{kx}\omega_{jz} r_{kx}^2 m_k] \Big\} = M_{\Sigma y}; \quad (27)
 \end{aligned}$$

на ось $C_{KA}Z$:

$$\begin{aligned}
 & \sum_{n=k}^N \left\{ - I_{zjk}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} + I_{zzk}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + \right. \\
 & + \sum_{j=1}^k \left[- I_{zjk}^{KA} \frac{d\omega_{jx}}{dt} - I_{yzk}^{KA} \frac{d\omega_{jy}}{dt} + I_{zzk}^{KA} \frac{d\omega_{jz}}{dt} \right] + \\
 & + (\Omega_y^2 - \Omega_z^2)I_{xyk}^{KA} + \Omega_x \Omega_y (I_{yyk}^{KA} - I_{xxk}^{KA}) - \Omega_x \Omega_z I_{xyk}^{KA} + \\
 & + \Omega_y \Omega_z I_{zjk}^{KA} + \sum_{j=1}^k [(\Omega_y \omega_{jy} - \Omega_x \omega_{jx})I_{xyk}^{KA} - \Omega_z \omega_{jx} I_{yzk}^{KA} + \\
 & + \Omega_z \omega_{jy} I_{zjk}^{KA} + \Omega_x \omega_{jz} r_{kx}^2 m_k - \Omega_y \omega_{jz} r_{ky}^2 m_k] + \\
 & + \sum_{j=1}^k [(\omega_{jy}\Omega_y - \omega_{jx}\Omega_x)I_{xyk}^{KA} - \omega_{jz}\Omega_x I_{yzk}^{KA} + \\
 & + \omega_{jz}\Omega_y I_{zjk}^{KA} + \omega_{jx}\Omega_y r_{kx}^2 m_k - \omega_{jy}\Omega_x r_{ky}^2 m_k] +
 \end{aligned}$$

$$+ \sum_{j=1}^k [(\omega_{ky}\omega_{jy} - \omega_{kx}\omega_{jx})I_{xyk}^{KA} - \omega_{kz}\omega_{jz}I_{yzk}^{KA} + \omega_{kz}\omega_{jy}I_{xzk}^{KA} + \omega_{kx}\omega_{jy}r_{kx}^2 m_k - \omega_{ky}\omega_{jx}r_{ky}^2 m_k] = M_{\Sigma zk}. \quad (28)$$

Уравнения (23)—(28) — это уравнения углового движения системы КА с N -звенным манипулятором как объекта управления в скалярной форме. Они учитывают:

- переносное движение КА;
- относительное движение манипулятора;
- изменение распределения масс системы из-за движения манипулятора.

Уравнения (23)—(25) использовались с целью математического моделирования возможных угловых движений малогабаритного КА с манипулятором.

Предположим, что КА с манипулятором управляется релейной реактивной системой стабилизации. Дополним уравнения (23)—(28) уравнением регулятора:

$$\chi_i = \begin{cases} 1, & j_i \geq \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} < 0, \quad j_i \geq m_i \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} > 0; \\ 0, & -m_i \lambda_i < j_i \leq \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} < 0, \quad -\lambda_i < j_i \leq m_i \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} > 0; \\ -1, & j_i < m_i \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} < 0, \quad j_i \leq -\lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} > 0; \end{cases}$$

$$j_i = T_i \dot{\xi}_i + \xi_i; \quad i = x, y, z;$$

$$\xi_x = \varphi; \quad \xi_y = \psi; \quad \xi_z = \theta;$$

где χ_i — управляющее воздействие; j_i — управляющая функция; T_i — постоянная времени; m_i , λ_i — параметры системы управления

Таким образом, математическая модель управляемой системы КА с двухзвенным манипулятором принимается в виде

$$I_{xx\Sigma} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{xy\Sigma} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{xz\Sigma} \frac{d\Omega_z}{dt} + (\Omega_x^2 - \Omega_y^2)I_{yz\Sigma} + \Omega_y \Omega_z (I_{zz\Sigma} - I_{yy\Sigma}) - \Omega_x \Omega_y I_{xz\Sigma} + \Omega_x \Omega_z I_{xy\Sigma} + \frac{d\omega_{1x}}{dt} (I_{xx1}^{KA} + I_{xx2}^{KA}) - \frac{d\omega_{2y}}{dt} I_{xy2}^{KA} - \Omega_x \omega_{2y} I_{xz2}^{KA} - \Omega_y 2\omega_{2y} I_{yz2}^{KA} + \Omega_y \omega_{1x} I_{xz1}^{KA} - \Omega_z \omega_{2y} (I_{yy2}^{KA} - I_{zz2}^{KA}) + \Omega_z \omega_{1x} (I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA}) I_{xy1}^{KA} = M_{\Sigma x} \chi_x, \quad (29)$$

$$- I_{xy\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} + I_{yy\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} - I_{yz\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + (\Omega_x^2 - \Omega_z^2) I_{xz\Sigma}^{KA} + \Omega_x \Omega_z (I_{xx\Sigma}^{KA} - I_{zz\Sigma}^{KA}) - \Omega_y \Omega_z I_{xy\Sigma}^{KA} + \Omega_x \Omega_y I_{yz\Sigma}^{KA} -$$

$$- \frac{d\omega_{1x}}{dt} (I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA}) + 2\Omega_x \omega_{1x} (I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA}) + \Omega_x \omega_{2y} I_{yz2}^{KA} + \Omega_y \omega_{1x} (I_{yz1}^{KA} + I_{yz2}^{KA}) + \Omega_z \omega_{1x} [(I_{xxk}^{KA} + I_{xx2}^{KA}) - (I_{zz1}^{KA} + I_{zz2}^{KA})] - \Omega_z \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} + \frac{d\omega_{2y}}{dt} I_{yy2}^{KA} + \omega_{1x}^2 (I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA}) I_{xz1}^{KA} = M_{\Sigma z} \chi_z, \quad (30)$$

$$- I_{xz\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_x}{dt} - I_{yz\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_y}{dt} + I_{zz\Sigma}^{KA} \frac{d\Omega_z}{dt} + (\Omega_y^2 - \Omega_x^2) I_{yy\Sigma}^{KA} + \Omega_x \Omega_y (I_{yy\Sigma}^{KA} - I_{xx\Sigma}^{KA}) - \Omega_x \Omega_z I_{yz\Sigma}^{KA} + \Omega_y \Omega_z I_{xz\Sigma}^{KA} - \frac{d\omega_{1x}}{dt} (I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA}) - \frac{d\omega_{2y}}{dt} I_{yz2}^{KA} - 2\Omega_x \omega_{1x} (I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA}) + \Omega_z \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} + \Omega_y \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} + 2\Omega_y \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} + \Omega_y \omega_{1x} \times [(I_{yy1}^{KA} + I_{yy2}^{KA}) - (I_{xx1}^{KA} + I_{xx2}^{KA})] - \Omega_z \omega_{1x} (I_{yz1}^{KA} + I_{yz2}^{KA}) + \Omega_z \omega_{2y} I_{xz2}^{KA} - \omega_{1x}^2 (I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA}) + \omega_{1x} \omega_{2x} (r_{1y}^2 m_1 + r_{2y}^2 m_2) + \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} = M_{\Sigma z} \chi_z; \quad (31)$$

$$(I_{xx1}^{KA} + I_{xx2}^{KA}) \frac{d\Omega_x}{dt} - (I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA}) \frac{d\Omega_y}{dt} - (I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA}) \frac{d\Omega_z}{dt} + (I_{xx1}^{KA} + I_{xx2}^{KA}) \frac{d\omega_{1x}}{dt} - I_{xy2}^{KA} \frac{d\omega_{2y}}{dt} + (\Omega_z^2 - \Omega_y^2) I_{yz1}^{KA} + \Omega_y \Omega_z (I_{zz1}^{KA} - I_{yy1}^{KA}) - \Omega_x \Omega_y I_{xz1}^{KA} + \Omega_x \Omega_z I_{xy1}^{KA} + (\Omega_z^2 - \Omega_y^2) I_{yz2}^{KA} + \Omega_y \Omega_z (I_{zz2}^{KA} - I_{yy2}^{KA}) - \Omega_x \Omega_y I_{xz2}^{KA} + \Omega_x \Omega_z I_{xy2}^{KA} + \omega_{1x} \Omega_z (I_{xy1}^{KA} + I_{xy2}^{KA}) - \omega_{1x} \Omega_y (I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA}) - \Omega_z \omega_{1x} (r_{1z}^2 m_1 + r_{2z}^2 m_2) - 2\Omega_y \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} - \Omega_x \omega_{2y} I_{xz2}^{KA} - \omega_{1x} \omega_{2y} (I_{xz1}^{KA} + I_{xz2}^{KA}) + \omega_{2y} \Omega_z r_{2y}^2 m_2 - \omega_{2y}^2 I_{yz2}^{KA} = M_{Mx1}, \quad (32)$$

$$- \frac{d\Omega_x}{dt} I_{xy2}^{KA} + \frac{d\Omega_y}{dt} I_{yy2}^{KA} - \frac{d\Omega_z}{dt} I_{yz2}^{KA} - \frac{d\omega_{1x}}{dt} I_{xy2}^{KA} + \frac{d\omega_{2y}}{dt} I_{yy2}^{KA} + (\Omega_x^2 - \Omega_z^2) I_{xz2}^{KA} + \Omega_x \Omega_z (I_{xx2}^{KA} - I_{zz2}^{KA}) - \Omega_y \Omega_z I_{xy2}^{KA} + \Omega_x \Omega_y I_{yz2}^{KA} + \Omega_x \omega_{1x} I_{xz2}^{KA} - \Omega_y \omega_{1x} I_{yz2}^{KA} + \Omega_x \omega_{1x} I_{xz2}^{KA} + \Omega_z \omega_{1x} r_{2z}^2 m_2 + \omega_{1x}^2 I_{xz2}^{KA} - \Omega_z \omega_{2y} I_{xy2}^{KA} + \Omega_x \omega_{2y} I_{yz2}^{KA} + \omega_{2y} \omega_{1x} I_{yz2}^{KA} = M_{My2}, \quad (33)$$

$$\chi_i = \begin{cases} 1, & j_i \geq \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} < 0, \quad j_i \geq m_i \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} > 0; \\ 0, & -m_i \lambda_i < j_i \leq \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} < 0, \quad -\lambda_i < j_i \leq m_i \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} > 0; \\ -1, & j_i < m_i \lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} < 0, \quad j_i \leq -\lambda_i, \quad \frac{dj_i}{dt} > 0; \end{cases} \quad (34)$$

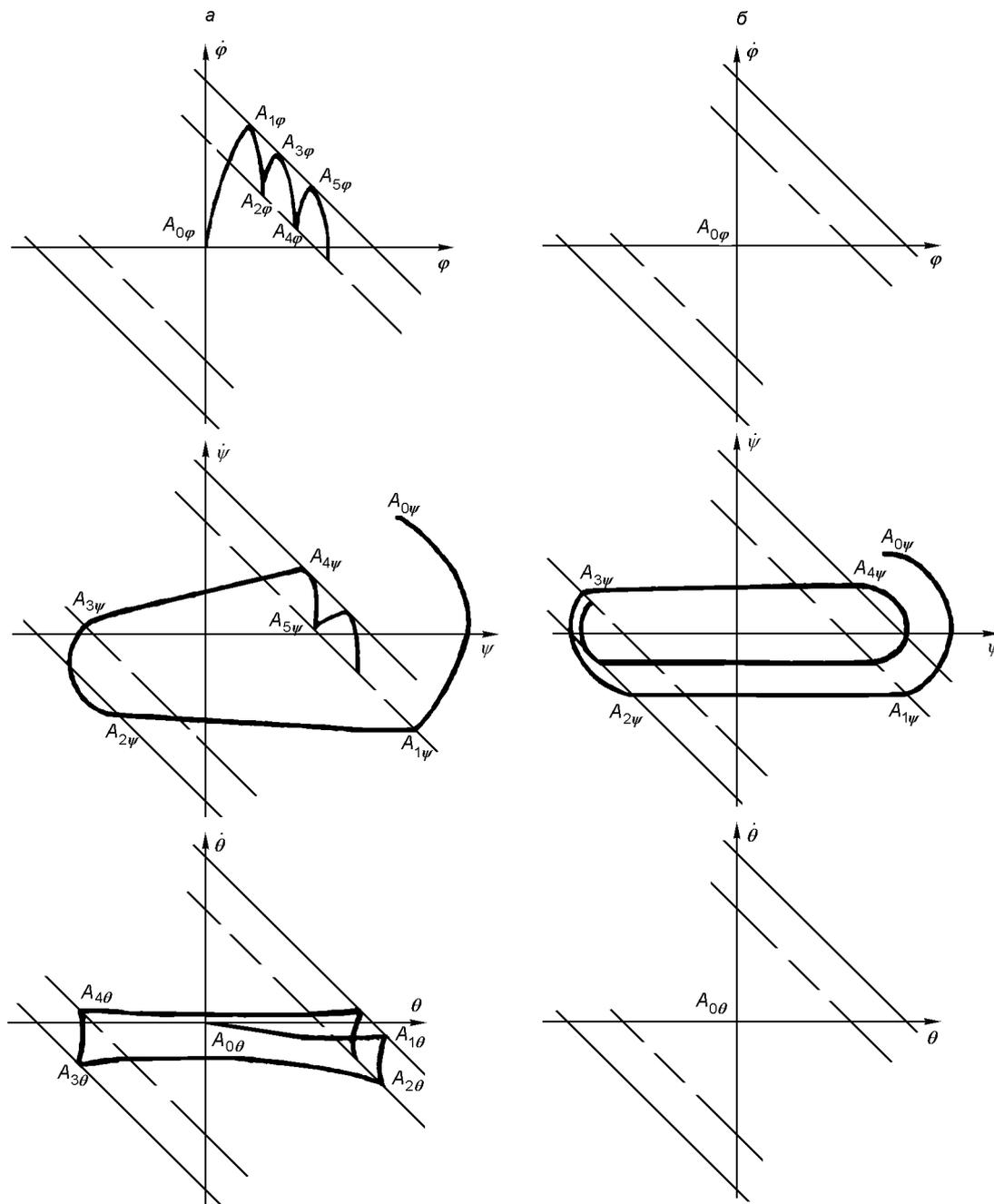


Рис. 2. Фазовые траектории обработки начальных возмущений космического аппарата: *a* — с недиагональным тензором; *b* — с диагональным тензором

$$\begin{aligned}
 \dot{j}_i &= T_i \dot{\xi}_i + \xi_i; & i &= x, y, z; \\
 \xi_x &= \varphi; & \xi_y &= \psi; & \xi_z &= \theta.
 \end{aligned}$$

Математическое моделирование угловых движений КА с двухзвенным манипулятором проводилось путем численного интегрирования уравнений

(29)—(34) в среде Turbo Pascal. Анализ углового движения проводится методом фазового пространства. На рис. 2, *a* приведены фазовые траектории углового движения системы КА с двухзвенным манипулятором при обработке начальных возмущений относительно оси $C_{КА}Y$. Для определенности

приняты следующие значения параметров системы:

$$\begin{aligned} I_{xx\Sigma}^{KA} &= 14.74 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, & I_{yy\Sigma}^{KA} &= 39.19 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \\ I_{zz\Sigma}^{KA} &= 39.62 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, & I_{xy\Sigma}^{KA} &= 0.49 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \\ I_{xz\Sigma}^{KA} &= 0.49 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, & I_{yz\Sigma}^{KA} &= 1.22 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; \\ j_x &= j_y = j_z = \pm 0.0175, & T_x &= T_y = T_z = 10, \\ m &= 0.8, & M_x &= M_y = M_z = 0.1; \end{aligned}$$

при $t = 0$

$$\begin{aligned} \chi_x &= 0; & \chi_y &= -1; & \chi_z &= 0; \\ \varphi &= 0; & \psi &= 0; & \theta &= 0; \\ \dot{\varphi} &= 0; & \dot{\psi} &= 0.0035 \text{ с}^{-1}; & \dot{\theta} &= 0. \end{aligned}$$

Из сравнения фазовых портретов для КА с недиагональным (рис. 2, а) и диагональным (рис. 2, б) тензорами инерции видно их качественное отличие. При диагональном тензоре инерции каналы управления независимы, поэтому отработка начальных возмущений в плоскости Ψ , $\dot{\Psi}$ не приводит к изменению фазовых характеристик в двух других плоскостях. Изображающая точка сохраняет свои начальные координаты (точки $A_{0\psi}$, $A_{0\theta}$ на рис. 2, б). При отработке начальных возмущений вокруг оси $C_{KA}Y$ для КА с диагональным тензором инерции двигатели системы управления в плоскости Ψ , $\dot{\Psi}$ работают в импульсном режиме. Управляющие двигатели в плоскостях Φ , $\dot{\Phi}$ и Θ , $\dot{\Theta}$ находятся при этом в выключенном состоянии.

Недиагональность тензора инерции приводит к взаимному влиянию угловых движений КА с манипулятором относительно трех координатных осей. При отработке начальных возмущений в плоскости Ψ , $\dot{\Psi}$ из-за недиагональности тензора инерции фазовая траектория «скручивается»: ординаты точек $A_{1\psi}$ и $A_{2\psi}$ не равны (рис. 2, а), в отличие от фазовой траектории КА с диагональным тензором инерции, где $A_{1\psi} = A_{2\psi}$ (рис. 2, б). Кроме того, недиагональность тензора инерции приводит к возникновению сложных колебательных движений в

плоскостях ϕ , $\dot{\phi}$ и Θ , $\dot{\Theta}$. Фазовые траектории таких движений приведены на рис. 2, а. Участки фазовых траекторий $A_{1\varphi}A_{2\varphi}$, $A_{3\varphi}A_{4\varphi}$, $A_{0\psi}A_{1\psi}$, $A_{2\psi}A_{3\psi}$, $A_{4\psi}A_{5\psi}$, $A_{1\theta}A_{2\theta}$, $A_{3\theta}A_{4\theta}$, соответствуют движению КА с манипулятором с включенными управляющими двигателями в соответствующих плоскостях стабилизации. Участки $A_{0\varphi}A_{1\varphi}$, $A_{2\varphi}A_{3\varphi}$, $A_{4\varphi}A_{5\varphi}$, $A_{1\psi}A_{2\psi}$, $A_{3\psi}A_{4\psi}$, $A_{0\theta}A_{1\theta}$, $A_{2\theta}A_{3\theta}$ фазовых траекторий соответствуют движению КА с манипулятором с выключенными управляющими двигателями в соответствующих плоскостях стабилизации.

Таким образом, расход топлива на ориентацию КА с недиагональным тензором инерции в несколько раз превышает расход топлива на ориентацию КА с диагональным тензором инерции. Математическое моделирование углового движения КА с недиагональным тензором инерции позволяет определить число включений управляющих двигателей, работающих в импульсном режиме, а следовательно, и расход горючего на ориентацию КА с недиагональным тензором инерции.

- Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическими летательными аппаратами. — М.: Машиностроение, 1974.—340 с.
 Ащепкова Н. С., Шептун Ю. Д. Влияние движения манипулятора на динамику КА // Ракетно-космическая техника. — Днепропетровск: ДГУ, 1996.—С. 77—81.
 Никитин Н. Н. Курс теоретической механики. — М.: Высш. шк., 1990.—607 с.
 Aschepkova N. S., Sheptun Y. D. The Orientation of Small-Size Space Craft (SC) Equipped with Manipulator // Proc. Forth Ukraine—Russia—China Symp. Space Science and Technology. — Kiev, 1996.—Vol. 1.—P. 514—515.

MATHEMATICAL MODEL OF THE MOTION OF A SPACE VEHICLE WITH A MANIPULATOR

N. S. Ashchepkova and Yu. D. Sheptun

We consider the dynamics of a system consisting of a spacecraft and an N-component manipulator. A mathematical model of the angular motion of such a system was derived. As an illustration we give some results of the mathematical simulation of the motion of a spacecraft with a two-component manipulator.

УДК 629.7.0622

Оптимизация конструкции геостационарного космического аппарата, содержащего два элемента большой парусности

А. П. Алпатов, Р. Н. Науменко

Институт технічної механіки НАН і НКА України, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 25.06.97

Розглянуто задачу оптимізації конструкції космічного апарата конкретної конфігурації з метою мінімізації збурюючої дії моменту сонячного тиску на кінетичний момент двигунів-маховиків системи орієнтації апарата. Отримані аналітичні співвідношення для розрахунку оптимальних значень геометричних параметрів апарата і оптичних характеристик поверхностей, що входять до його конструкції.

Для геостационарного космического аппарата, одним из основных возмущающих факторов, влияющих на угловое движение, является момент сил давления солнечного излучения (Боднер, 1973). Возмущающее действие внешних моментов на движение аппарата относительно центра масс часто компенсируется с помощью двигателей-маховиков, входящих в систему ориентации КА (Боднер, 1973, Раушенбах, Токарь, 1974). При этом требуется периодически уменьшать накапливающийся кинетический момент маховиков, используя для этого систему реактивных двигателей или систему струйных сопел. Для работы реактивных двигателей и струйных сопел необходимо наличие на борту запасов рабочего тела (топлива и сжатого газа), что накладывает ограничения на технический ресурс системы ориентации и вызывает необходимость снижения возмущающего воздействия момента давления света. Актуальность такой задачи подчеркивается в работах Алпатова и др. (1995, 1996), Раушенбаха, Токаря (1974), где рассматриваются также различные принципы минимизации момента давления солнечного света. Особый интерес представляют собой задачи в данном направлении, решение которых может быть получено аналитически

и использовано в дальнейшем в качестве тестового примера для компьютерных программ, реализующих численные алгоритмы в общей постановке.

Рассмотрим аппарат, в конструкции которого содержится два элемента большой парусности, определяемой отношением площади к массе. Первый элемент (рис. 1) представляет собой плоскую прямоугольную пластину площади F , лежащую в плоскости орбиты КА, второй — сферу радиуса R . Коэффициенты отражения света поверхностями элементов обозначим ε_1 и ε_2 для пластины и сферы соответственно. Введем систему координат, жестко связанную с КА, центр которой совпадает с центром масс C аппарата, ось CX направлена по касательной к траектории КА и одинаково направлена с вектором скорости центра масс аппарата, ось CY направлена к центру Земли, ось CZ — дополняет систему до правой. Координаты центров пластины и сферы обозначим (X_1, Y_1, Z_1) и (X_2, Y_2, Z_2) соответственно.

Рассмотрим задачу определения оптимальных значений величин (X_1, Y_1, Z_1) , F , ε_1 , R , (X_2, Y_2, Z_2) и ε_2 , при которых момент светового давления будет оказывать минимальное воздействие на движение КА относительно центра масс. Степень воздействия

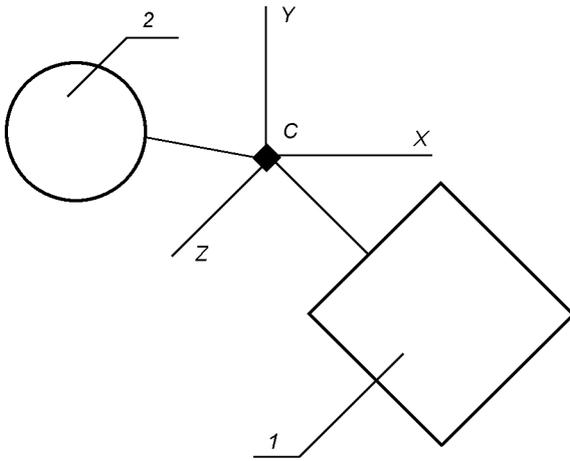


Рис. 1. Общий вид космического аппарата. 1 — плоская прямоугольная пластина, 2 — сфера, C — центр масс

внешнего возмущающего момента на общий кинетический момент КА определяется характером функции

$$\mathbf{J}(t) = \int_{t_0}^t \mathbf{M}(t) dt,$$

представляющей собой импульс момента. В данном случае внешний момент может быть представлен как функция углов φ_c и φ_n : $\mathbf{M} = \mathbf{M}(\varphi_c, \varphi_n)$ (φ_n — истинная аномалия КА, φ_c — угол, определяющий положение Земли относительно Солнца в гелиоцентрической системе координат). Короткопериодические изменения момента, вызванные орбитальным движением аппарата, фактически не влияют на количество расходуемого рабочего тела. Поэтому для упрощения решения вектор-функцию $\mathbf{M}(\varphi_c, \varphi_n)$ усредним по переменной φ_n (Алпатов и др., 1996):

$$\mathbf{M}_0(\varphi_c) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \mathbf{M}(\varphi_c, \varphi_n) d\varphi_n. \quad (1)$$

Будем считать угловую скорость обращения Земли вокруг Солнца постоянной, тогда воздействие момента солнечного давления на кинетический момент двигателей-маховиков полностью определяется характером функции

$$\mathbf{I}(\varphi_c) = \int_0^{\varphi_c} \mathbf{M}_0(\varphi_c) d\varphi_c,$$

поскольку

$$\mathbf{J}(t) = \frac{1}{\omega_c} \mathbf{I}(\varphi_c(t)).$$

Условие минимальности воздействия момента в таком случае можем записать следующим образом (Алпатов и др., 1995):

$$\max_{\varphi_0 \in [0, 2\pi]} \mathbf{I}(\varphi_c) \Rightarrow \min,$$

где минимум отыскивается по переменным (X_1, Y_1, Z_1) , F , ε_1 , R , (X_2, Y_2, Z_2) и ε_2 .

Записывая аналитическое выражение для момента светового давления, действующего на плоскую прямоугольную пластину, и усредняя его по переменной φ_n согласно (1), получим:

$$\mathbf{M}_{01} = -H_0(1 + \varepsilon_1)F \sin^2(\varphi_s) \sin^2(\varphi_c) \times \text{sign}[\sin(\varphi_c)] \begin{Bmatrix} -Y_1 \\ X_1 \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

Здесь H_0 — давление света на абсолютно зеркальную пластину, расположенную ортогонально к солнечным лучам на среднем расстоянии от Земли до Солнца ($H_0 = 4.64 \cdot 10^{-6}$ Н/м²), φ_s — угол наклона экваториальной плоскости Земли к плоскости эклиптики ($\varphi_s = 23.5^\circ$).

Аналогично для усредненного момента, действующего на сферический элемент, получим выражение следующего вида:

$$\mathbf{M}_{02} = -H_0 \pi R^2 \sin(\varphi_s) \sin(\varphi_c) \begin{Bmatrix} -Y_2 \\ X_2 \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

Отметим, что момент давления света на сферический элемент не зависит от коэффициента отражения ε_2 , если он постоянен по всей поверхности сферы.

Общий момент, действующий на аппарат, определим как векторную сумму моментов, действующих на каждый элемент в отдельности:

$$\mathbf{M}_{\text{общ}} = \mathbf{M}_{01} + \mathbf{M}_{02} = a \sin^2(\varphi_c) \text{sign}[\sin(\varphi_c)] + b \sin(\varphi_c), \quad (2)$$

где

$$a = -H_0(1 + \varepsilon_1)F \sin^2(\varphi_s) \begin{Bmatrix} -Y_1 \\ X_1 \\ 0 \end{Bmatrix}; \quad (3)$$

$$b = -H_0 \pi R^2 \sin(\varphi_s) \begin{Bmatrix} -Y_2 \\ X_2 \\ 0 \end{Bmatrix}.$$

Функция, стоящая в правой части выражения (2), является 2π -периодической и нечетной по переменной φ_c . Поскольку кинетический момент двигателей-маховиков увеличивается только при действии знакопостоянного внешнего момента, то можем ограничиться рассмотрением задачи на промежутке $[0, \pi]$. Воздействие возмущающего момента

на кинетический момент двигателей-маховиков системы ориентации определится функцией

$$I(\varphi_c) = \int_0^{\varphi_c} M_{\text{общ}}(\varphi_c) d\varphi_c.$$

Вычисляя интеграл, можем записать:

$$I(\varphi_c) = a \left[\frac{\varphi_c}{2} - \frac{\sin(2\varphi_c)}{4} \right] - b [1 - \cos(\varphi_c)].$$

Полученное векторное равенство распадается на три скалярных, одно из которых вырождается в тождество, поскольку $a_z = 0$, $b_z = 0$. Дальнейший ход решения рассмотрим на примере составляющей $I_x(\varphi_c)$.

Определив производную функции $I_x(\varphi_c)$ и приравняв ее нулю, получим на интервале $\varphi_c \in [0, \pi]$ четыре стационарные точки, в которых выполняется необходимое условие существования экстремума:

$$\begin{aligned} \varphi_{c1} &= 0, \\ \varphi_{c2} &= \arcsin(-b_x/a_x), \\ \varphi_{c3} &= \pi - \arcsin(-b_x/a_x), \\ \varphi_{c4} &= \pi. \end{aligned}$$

Точки φ_{c2} и φ_{c3} являются экстремальными, если выполнены условия $|b_x| < |a_x|$ и $b_x a_x < 0$, т. е. a_x и b_x имеют значения разных знаков. Вычисляя значения функции $I_x(\varphi_c)$ в стационарных точках, получим:

$$\left\{ \begin{aligned} I_x(\varphi_{c1}) &= 0, & I_x(\varphi_{c4}) &= \frac{\pi a_x}{2} + 2b_x, \\ I_x(\varphi_{c2}) &= \frac{a_x}{2} \arcsin(-b_x/a_x) + b_x - \\ & & & - \frac{b_x}{2} \cos(\arcsin(-b_x/a_x)), \\ I_x(\varphi_{c3}) &= \frac{\pi a_x}{2} - \frac{a_x}{2} \arcsin(-b_x/a_x) + b_x + \\ & & & + \frac{b_x}{2} \cos(\arcsin(-b_x/a_x)). \end{aligned} \right. \quad (4)$$

Находя вторую производную $I''_x(\varphi_c)$ и определяя ее значение в точках φ_{c2} и φ_{c3} , получим, что в этих точках производная имеет значения различных знаков и в одной из точек исследуемая функция имеет минимум, а в другой — максимум. Можно показать, что функция $I_x(\varphi_c)$ будет наиболее близка к оси Ox на интервале $[\varphi_{c2}, \varphi_{c3}]$ в случае, когда $I_x(\varphi_{c2}) = -I_x(\varphi_{c3})$. Подставляя сюда выражения для значения функции $I_x(\varphi_c)$ в точках φ_{c2} и φ_{c3} из формул (4), и проводя элементарные преобразования, получим следующее соотношение:

$$\frac{b_x}{a_x} = -\frac{\pi}{4}. \quad (5)$$

С учетом равенств (3) окончательно получаем

$$\frac{R^2 Y_2}{(1 + \varepsilon_1) F \sin(\varphi_0) Y_1} = -\frac{1}{4}. \quad (6)$$

При выполнении соотношения (5) для точки φ_{c4} получаем $I_x(\varphi_{c4}) = 0$. Таким образом, выполняется условие $|I_x(\varphi_c)| \leq |I_x(\varphi_{c2})|$, или $\max |I_x(\varphi_c)| = |I_x(\varphi_{c2})|$, а условие (5) определяет критерий максимальной близости функции $I_x(\varphi_c)$ к оси Ox на всем промежутке $\varphi_c \in [0, \pi]$.

Рассматривая аналогично задачу минимизации составляющей $I_y(\varphi_c)$, можем получить, что воздействие момента солнечного давления на составляющую кинетического момента КА относительно оси Oy будет минимально, если выполняется следующее соотношение:

$$\frac{R^2 X_2}{(1 + \varepsilon_1) F \sin(\varphi_0) X_1} = -\frac{1}{4}. \quad (7)$$

При выполнении соотношений (6) и (7) воздействие момента солнечного давления на общий кинетический момент КА будет минимально, а следовательно, минимизируются и затраты топлива, необходимого для работы реактивных двигателей системы ориентации аппарата. Соотношения могут быть использованы в случае, когда положение одного из элементов конструкции КА определено функциональными требованиями. Положение и оптические характеристики поверхности второго элемента необходимо определить так, чтобы компенсировался момент давления света на поверхность первого элемента.

На рис. 2 приведены графики зависимости $I_x(\varphi_c)$ для случаев, когда сферический элемент отсутству-

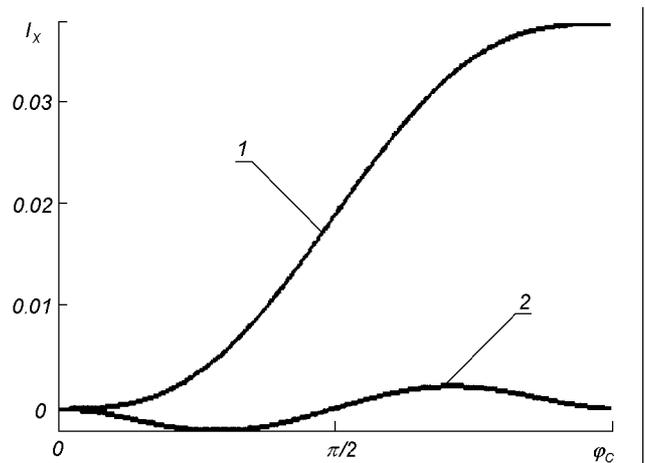


Рис. 2. Графики зависимости $I_x(\varphi_c)$ для $b_x/a_x = 0$ (кривая 1) и $-\pi/4$ (кривая 2)

ет, т. е. $b_x/a_x = 0$ (кривая 1), и когда момент, действующий на плоский элемент, компенсирован моментом сил давления на сферу и выполнено соотношение $b_x/a_x = -\pi/4$ (кривая 2). При других значениях отношения b_x/a_x кривая $I_x(\varphi_c)$ занимает другое положение и имеет максимальное отклонение от оси абсцисс, большее по модулю, чем отклонение кривой 2 в точках φ_{c2} и φ_{c3} . Численные расчеты проведены для следующих исходных числовых данных: $F = 2200 \text{ м}^2$, $Y_1 = -10 \text{ м}$, $\varepsilon_1 = 0.5$. Получены следующие оптимальные значения параметров: $R^{\text{opt}} = 10 \text{ м}$, $Y_2^{\text{opt}} = 32.9 \text{ м}$.

В случае, когда положение обоих элементов можно варьировать в некоторых пределах, необходимо выбирать значения параметров из условия: $\varphi_{c2}^y = \arcsin(-b_y/a_y)$. С учетом выражений (4) и (5) можем записать: $|a_x| \Rightarrow \min$, $|a_y| \Rightarrow \min$. Используя равенство (3), получим следующие дополнительные условия выбора параметров:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &\Rightarrow \min, & F &\Rightarrow \min, \\ |X_1| &\Rightarrow \min, & |Y_1| &\Rightarrow \min. \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, выбор оптимальных значений параметров (X_1, Y_1, Z_1) , F , ε_1 , R , и (X_2, Y_2, Z_2) , при которых воздействие момента светового давления на угловое движение космического аппарата минимально, осуществляется на основании соотношений (6), (7) и (8).

Описанный метод оптимизации параметров конструкции может быть распространен на более общий случай конфигурации КА и реализован в виде численного алгоритма для ПЭВМ. При этом появ-

ляется возможность учесть переотражения излучения между элементами конструкции КА а также затенение части поверхности аппарата элементами его конструкции, что практически невозможно при аналитическом решении.

Алпатов А. П., Науменко Р. Н., Салтыков Ю. Д. и др. Минимизация момента солнечного давления с помощью компенсационного отражателя // Автоматика-96: Третья укр. конф. по автоматическому управлению, Севастополь, 9–14 сент., 1996. — Севастополь: СевГТУ, 1996.—Т. 3.—С. 65–66.

Алпатов А. П., Науменко Р. Н., Шичанин В. Н. Принципы управления положением центра солнечного давления и пути их технической реализации // Автоматика-95: Вторая укр. конф. по автоматическому управлению, Львов, 26–30 сент., 1995. — Львов: НВЦ ГПС, 1995.—Т. 5.—С. 3–4.

Боднер В. А. Системы управления летательными аппаратами. — М.: Машиностроение, 1973.—504 с.

Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. — М.: Наука, 1974.—600 с.

OPTIMIZATION OF GEOSTATIONARY SPACECRAFT DESIGN WITH TWO ELEMENTS OF LARGE SIZE-TO-MASS RATIO

A. P. Alpatov and R. N. Naumenko

The problem on optimization of the design of a spacecraft of concrete configuration is considered. The purpose of the optimization is to minimize the influence of the solar pressure moment on the kinetic moment of the balance wheels of the spacecraft orientation system. The analytic relationships are obtained for calculating optimal geometric parameters of the spacecraft and optical characteristics of the surfaces entering into its design.

УДК 528.7:681.3

**Методика комплексного дешифрування
зональних аерокосмічних знімків
з використанням оптичного приладу синтезу**

В. М. Фроленко

Академія Збройних сил України, Київ

Надійшла до редакції 06.12.96

В роботі викладена методика комплексного дешифрування аерокосмічних знімків з використанням оптичного приладу синтезу. Розглянути моделі формування зонального оптичного сигналу в бортовій апаратурі дистанційного спостереження, синтезування зображення об'єкта у заданому кольорі та забезпечення найбільшої колірної відмінності між об'єктом і фоном на синтезованому зображенні. Приведена методика дозволяє скоротити загальний час дешифрування та підвищити вірогідність розпізнавання об'єктів за матеріалами багатоспектрального аерокосмічного моніторингу.

**ОСОБЛИВОСТІ БАГАТОСПЕКТРАЛЬНОЇ
АЕРОЗІЙОМКИ**

Для дешифрування спектрозональних зображень (рис. 1), які отримуються багатоспектральними оптико-електронними системами дистанційного спостереження (ОЕСДС) (Петрук, 1988), використовуються оптичні прилади синтезу ПС-1 та ПС-4 (Києнко и др., 1987). Типовий оптичний прилад синтезу містить в собі декілька однакових проєкційних каналів, кожний з яких проєктує зображення окремого зонального аерознімка на спільний проглядний екран. Прецизійне сполучення вихідних зображень та індивідуальний підбір спектрального складу та інтенсивності оптичного випромінювання в кожному з проєкційних каналів приводять до формування єдиного синтезованого зображення з досить широким інтервалом оптичних властивостей.

Прилади синтезу дозволяють робити дешифрування як окремих зональних аерознімків, так і комплексне дешифрування їх комплексів у чорно-білих, природних або умовних кольорах.

Перевагою комплексного дешифрування багатозональних матеріалів аерокосмічного моніторингу є можливість отримання повного набору дешифрувальних ознак об'єктів і скорочення часу дешифрування за рахунок позбавлення від необхідності послідовного перегляду монохроматичних зображень, сформованих у кожній спектральній зоні. Крім того, додаткові дешифрувальні ознаки несе у собі коваріація між різними зональними зображеннями. Безпосереднє сприйняття цієї інформації, що містить у собі попарні та групові співвідношення аерознімків комплекту, дешифрувальником практично неможливе.

Кольоровий знімок у порівнянні з чорно-білим містить додаткову розпізнавальну ознаку об'єктів, а саме їх колір, що полегшує дешифрування у ряді випадків. Аерозійомка на спектрозональні аероплівки забезпечує одержання зображень об'єктів в умовних кольорах, які різко відрізняються один від одного. Ця властивість спектрозональних зображень дозволяє виявляти деякі види маскування, більш чітко спостерігати межі ділянок місцевості, рослинності, водних поверхонь. При спектрозо-

нальній аерозйомці з'являються нові дешифрувальні ознаки — колірні контрасти, але для правильного їх розпізнавання дешифрувальнику потрібні спеціальні навички, а також адаптаційний період. Для його скорочення спектрозональне зображення дешифрують сумісно з чорно-білим зображенням, одержаним у видимому спектральному діапазоні.

Однак колірні і спектрозональні аероплівки у порівнянні з чорно-білими мають значно меншу роздільну здатність та низьку світлочутливість. Крім того, спектрозональні аероплівки реєструють інформацію тільки у двох (рідше — у трьох) діапазонах короткохвильового оптичного випромінювання. Використання оптичних приладів синтезу

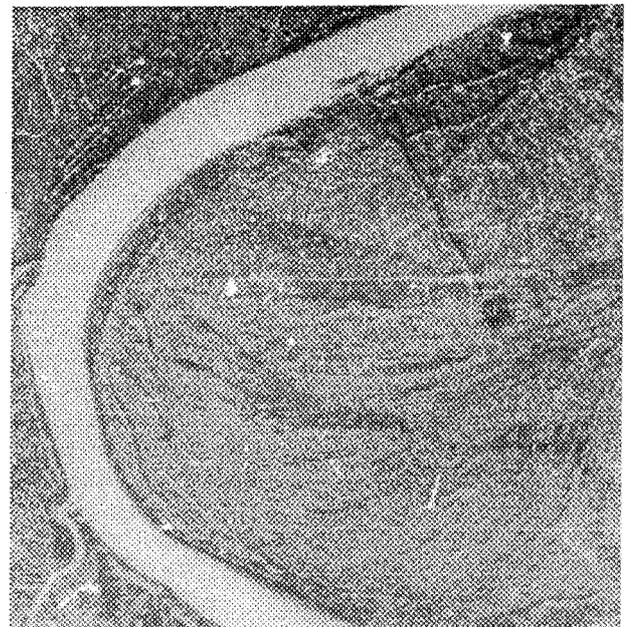
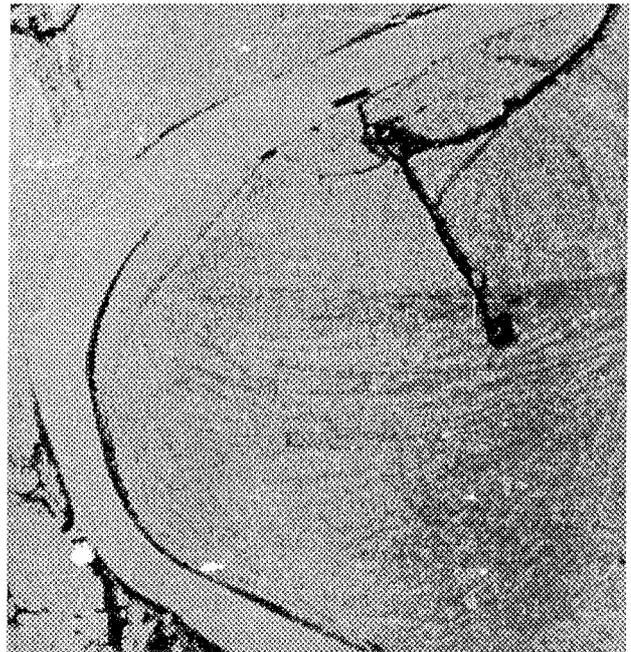


Рис. 1. Вихідні зональні зображення в каналах 1, 2, 4, 6

дозволяє формувати із зональних чорно-білих аерознімків колірносинтезовані зображення, які перевищують за інформативністю звичайні спектрозональні і колірні аерознімки. Важливою особливістю колірного синтезування є можливість обирати і змінювати кольори об'єктів на синтезованому зображенні, що забезпечує найбільші колірні відмінності об'єктів дистанційного спостереження.

**МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ
ЗОНАЛЬНОГО ОПТИЧНОГО СИГНАЛУ**

Зональним оптичним сигналом є оптична щільність аероплівки D_ϕ , експонованої у вузькому спектральному діапазоні $\Delta\lambda$ та підданій відповідній хіміко-фотографічній обробці. З теорії фотографічного процесу (Фризер, 1978) відомо, що

$$D_\phi = \gamma_\phi \lg H_\phi + D_G, \quad (1)$$

де $\gamma_\phi = \text{const}$ — коефіцієнт контрастності фотоплівки, H_ϕ — експозиція, D_G — оптична щільність неекспонованої фотоплівки після хіміко-фотографічної обробки.

Розглянемо спрощений процес формування зонального оптичного сигналу у фотографічній та скануючій ОЕСДС з електронним трактом і фотографічним реєстратором (рис. 2).

Відбитий від аероландшафту потік оптичного випромінювання Φ пов'язаний з падаючим потоком Φ_0 (Мирошников, 1983) як

$$\Phi = \rho_0 \Phi_0, \quad (2)$$

де ρ_0 — спектральний коефіцієнт відбивання елемента аероландшафту в діапазоні $\Delta\lambda$. Потік Φ_τ , що надходить до фотореєстратора або фотоприймача, пропорційний вхідному потоку:

$$\Phi_\tau = \tau_0 \Phi, \quad (3)$$

де τ_0 — сумарний спектральний коефіцієнт пропускання середовища та оптичної системи. Вихідний сигнал фотоприймача U_π подається на відеопідсилювач з коефіцієнтом підсилення α_π і далі на оптичний модулятор з коефіцієнтом передачі σ_π . При цьому

$$U_\pi = \sigma_\pi \Phi_\tau, \quad (4)$$

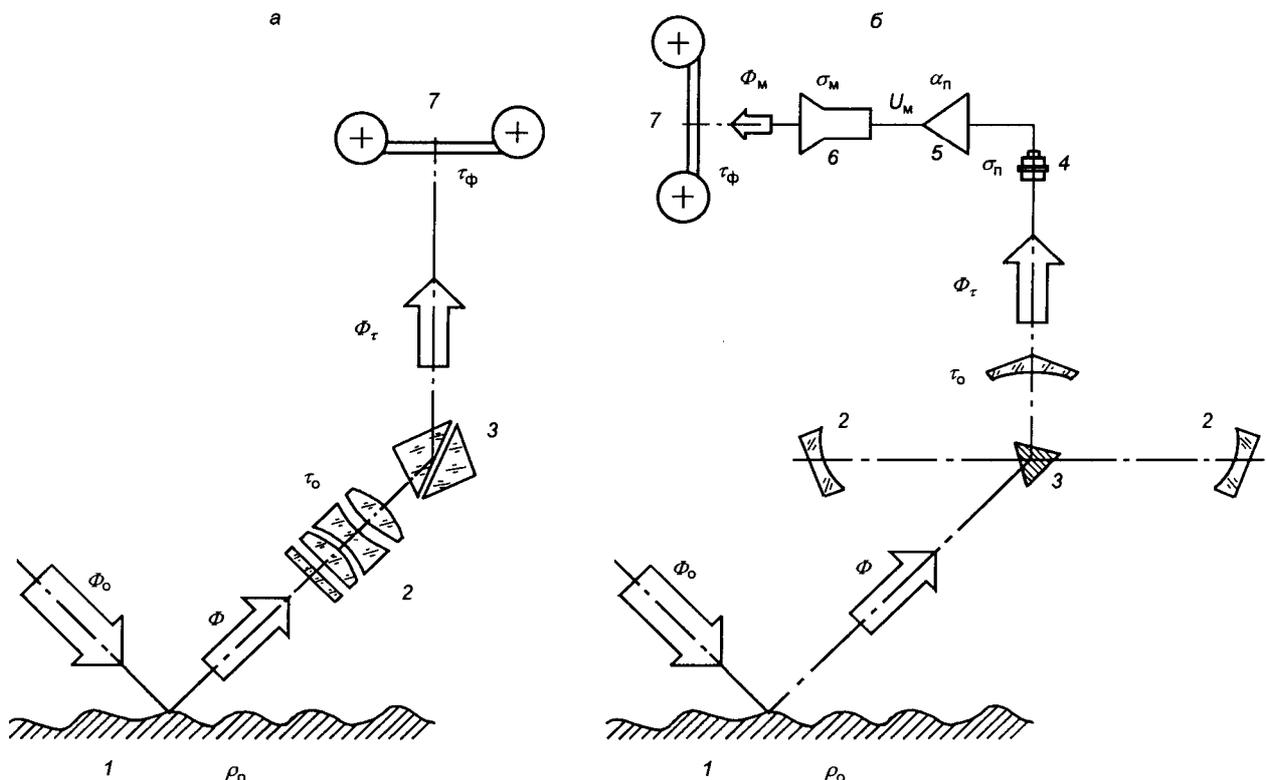


Рис. 2. Схема формування зонального оптичного сигналу в ОЕСДС: фотографічний (а) та скануючий з електронним трактом (б); 1 — аероландшафт, 2 — приймальна оптика, 3 — оптичний дефлектор, 4 — фотоприймач, 5 — відеопідсилювач, 6 — оптичний модулятор, 7 — фотореєстратор

$$U_M = \alpha_n U_n, \quad (5)$$

$$\Phi_M = \sigma_M U_M, \quad (6)$$

де σ_n — спектральна чутливість фотоприймача, Φ_M — вихідний оптичний потік модулятора. Спектральний склад потоку Φ_M не обов'язково відповідає діапазону $\Delta\lambda$ і може бути погоджений зі спектральною чутливістю реєструючої фотоплівки.

Підстановка співвідношень (2)—(6) в (1) з урахуванням $H_\Phi \sim \Phi_M t_\Phi$, де t_Φ — час експонування, дозволяє одержати

$$D_\Phi = \gamma_\Phi \lg(\rho_o \tau_o \sigma_n \alpha_n \sigma_M \Phi_o t_\Phi) + D_G. \quad (7)$$

В сучасних ОЕСДС параметри τ_o і t_Φ не є постійними і використовуються для регулювання експозиції за умовами

$$\tau_o \Phi_o t_\Phi = \text{const}. \quad (8)$$

В деяких ОЕСДС з електронним трактом (Ллойд, 1978) функції регулювання замість t_Φ виконує параметр α_n . В усякому разі можна записати

$$D_\Phi = \gamma_\Phi \lg(\rho_o \beta_\Phi) + D_G, \quad (9)$$

де β_Φ — деяка константа, характеристика ОЕСДС. Переходячи від оптичних щільностей до коефіцієнтів пропускання $D_\Phi = -\lg \tau_\Phi$, після нескладних перетворень одержуємо

$$\tau_\Phi = \frac{C_\Phi}{\rho_o^{\gamma_\Phi}}, \quad (10)$$

де C_Φ — константа. Формула (10) визначає зв'язок зонального оптичного сигналу зі спектральною відбивальною здатністю об'єкта аерокосмічного моніторингу.

МОДЕЛЬ СИНТЕЗУ ЗОБРАЖЕННЯ ОБ'ЄКТА У ЗАДАНОМУ КОЛЬОРІ

Кольоровий зір людини ґрунтується на наявності у зоровому апараті трьох типів хеморецепторів, кожний з яких є чутливим в своїй спектральній зоні (Кривошеев и Кустарев, 1990). Колір елемента зображення — це суб'єктивне відчуття, зумовлене відповідною комбінацією трьох фізіологічних сигналів. Слід відзначити, що однакове сприйняття кольору може викликатись потоками оптичного випромінювання різного спектрального складу.

Нехай зоровий апарат дешифрувальника приймає оптичний сигнал $\Phi(\lambda)$, спектральний склад якого ілюструється рис. 3. Оптико-фізіологічний сигнал S_i на i -му хеморецепторі, $i = 1, 2, 3$, складе

$$S_i = \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} \Phi(\lambda) V_i(\lambda) d\lambda, \quad (11)$$

де $V_i(\lambda)$ — функція спектральної чутливості i -го хеморецептора. Значення величин S_i для кожного з уніфікованих стандартних кольорів можуть бути затабульовані і занесені до атласу кольорів.

Синтезування зображення об'єкта дистанційного спостереження у заданий колір $\langle S_i \rangle$ передбачає отримання відповідного оптико-фізіологічного сигналу у кожному проєкційному каналі приладу синтезу. Порядок розрахунків пояснюється рис. 4. Припустимо, що в i -му проєкційному каналі приладу за допомогою регульованого джерела підсвітки інтенсивністю Φ_i та зонального оптичного світлофільтра зі спектральним коефіцієнтом пропускання τ_{oi} сформовано потік випромінювання в настільки вузькому спектральному діапазоні $\Delta\lambda_i$, що в його межах значення спектральної чутливості хеморецептора V_i можна вважати незмінним. Тоді потрібний оптико-фізіологічний сигнал (11) повинен бути

$$S_i = \tau_{oi} \tau_{\Phi_i} \Phi_i \Delta\lambda_i V_i, \quad (12)$$

де τ_{Φ_i} — зональний коефіцієнт пропускання діапазону $\Delta\lambda_i$ фотоплівки, що встановлена в i -му проєкційному каналі приладу. Вважаючи величини τ_{oi} і Φ_i лінійно пов'язаними зі своїми задаючими параметрами — кутом повороту ω_i нейтрального світлофільтра і напругою живлення U_i джерела підсвітки

$$\tau_{oi} = \alpha_i \omega_i, \quad (13)$$

$$\Phi_i = \sigma_i U_i, \quad (14)$$

де α_i і σ_i — відповідні коефіцієнти пропорційності, одержуємо

$$\omega_i U_i = \beta_i \frac{S_i}{\tau_{\Phi_i}}, \quad (15)$$

де

$$\beta_i = \frac{1}{\alpha_i \sigma_i \Delta\lambda_i V_i} = \text{const}$$

— характеристика каналу синтезування. Співвідношення (15) дозволяє визначити потрібні положення органів регулювання оптичного приладу синтезу для отримання його зображення у заданому кольорі. Зокрема, якщо в банку даних про об'єкти аерокосмічного моніторингу містяться значення їхніх спектральних коефіцієнтів відбивання ρ_{oi} в спектральних діапазонах реєстрації, то (15) з ура-

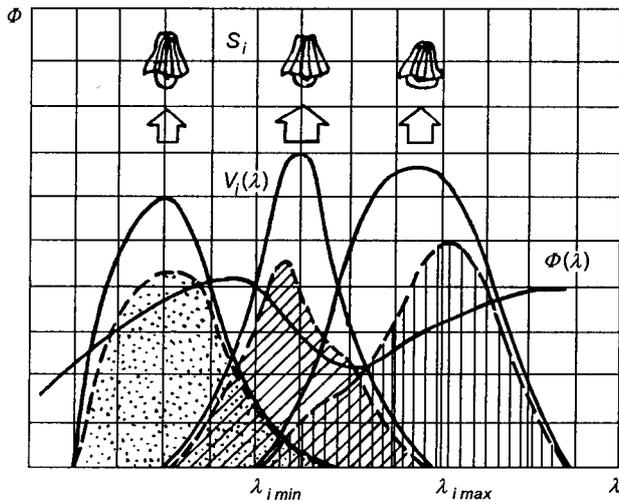


Рис. 3. Схема формування оптико-фізіологічних сигналів у зоровому апараті

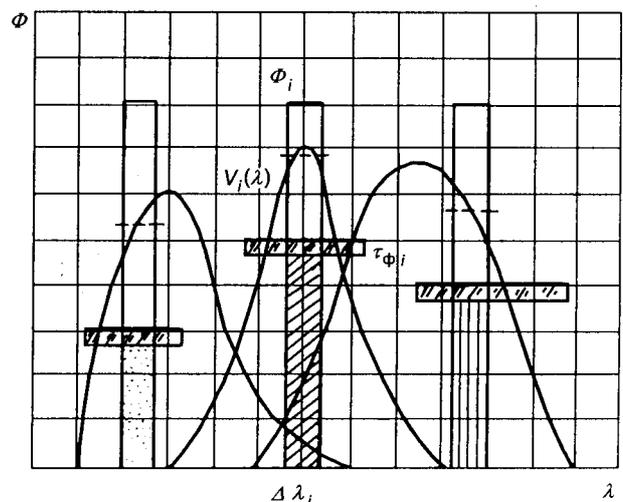


Рис. 4. Схема формування оптико-фізіологічних сигналів у приладі синтезу

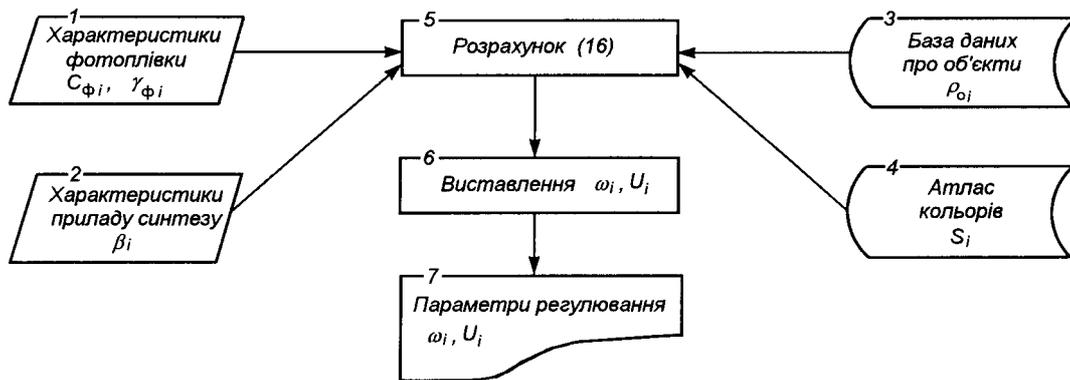


Рис. 5. Схема алгоритму визначення параметрів регулювання оптичного приладу синтезу

хуванням (10) переписеться у вигляді

$$\omega_i U_i = \frac{\beta_i}{C_{\phi i}} S_i \rho_{\phi i}^{\gamma_{\phi i}} \quad (16)$$

Склад вихідних даних та порядок розрахунків параметрів синтезування зображення об'єкта на екрані приладу синтезу у заданий колір пояснюється рис. 5.

Очевидно, що колір $\langle S_i \rangle$ зображення об'єкта, що синтезується, ніяк не пов'язаний з його реальною відбивальною здатністю і з його природним кольором. Це дозволяє вживати при синтезуванні для практично будь-якого об'єкта такий колір, який істотно полегшує його виявлення та розпізнавання дешифрувальником.

Більш того, використання фотоприймачів, спектральна чутливість яких лежить за межами видимо-

го діапазону, дає можливість синтезувати псевдоколірне зображення об'єкта, яке несе інформацію про його спектральні властивості, що не сприймаються людиною безпосередньо. Наявність додаткових розпізнавальних ознак об'єкта, наприклад відбивальної (випромінювальної) здатності в УФ- чи ІЧ-діапазонах, важлива для вирішення певних завдань дешифрування. Інформаційна цінність такого синтезованого зображення досить висока.

МОДЕЛЬ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ НАЙБІЛЬШОЇ КОЛІРНОЇ ВІДМІННОСТІ МІЖ ОБ'ЄКТОМ І ФОНОМ НА СИНТЕЗОВАНОМУ ЗОБРАЖЕННІ

Викладена вище модель дає можливість синтезувати зображення об'єкта в будь-який заданий колір.

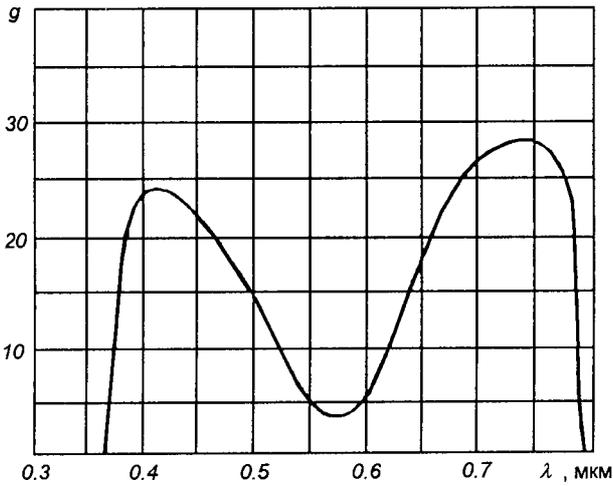


Рис. 6. Залежність кількості розрізняваних градацій g кольору від еквівалентної довжини хвилі λ

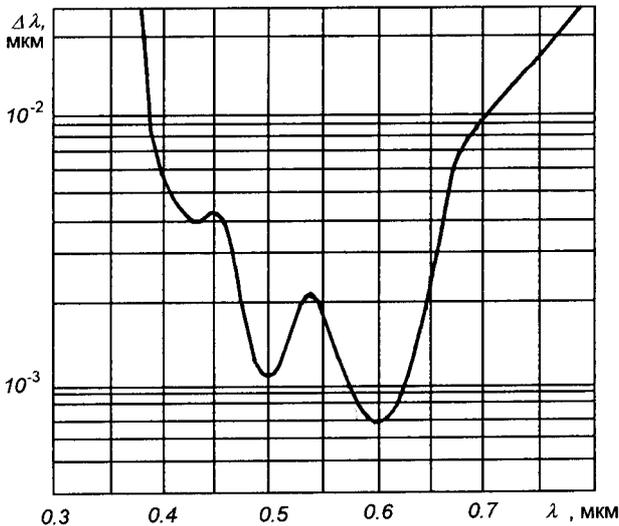


Рис. 7. Залежність порогу колірної відмінності $\Delta\lambda$ двох монохроматичних променів від довжини хвилі λ

Але який колір треба вважати заданим? З одного боку, це може бути колір, еквівалентна довжина хвилі якого відповідає найбільшій кількості порогів розрізнення за насиченістю (рис. 6). Це червоний або синій кольори. З іншого боку, для стійкого виявлення об'єкта на синтезованому зображенні потрібен колірний контраст його з оточуючим фоном. А найбільш помітні відмінності колірних тону (рис. 7) лежать в області еквівалентних довжин хвиль 0.5 і 0.6 мкм — блакитно-зелені та жовтогарячі кольори (Фроленко, 1990).

Зробимо оцінку колірного контрасту об'єкта та фону на синтезованому зображенні. Припустимо,

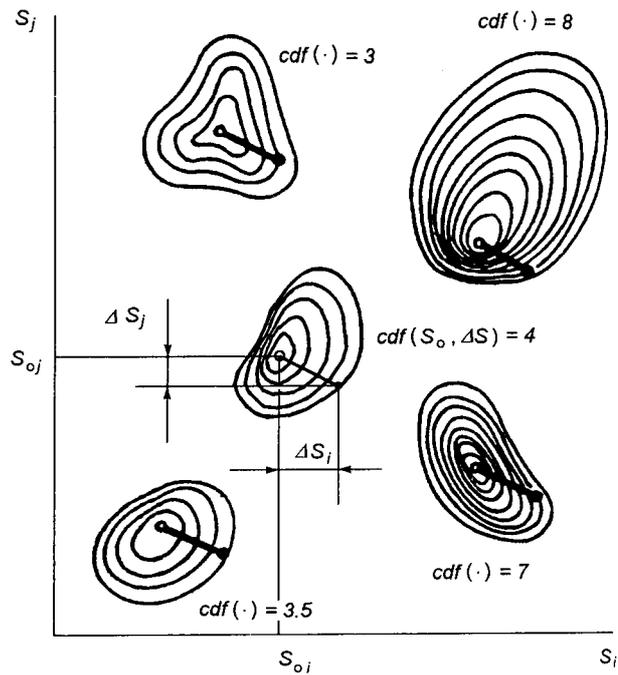


Рис. 8. Функція колірної відмінності

що об'єкт зі спектральними коефіцієнтами відбивання ρ_{oi} розташовано на фоні зі спектральними коефіцієнтами відбиття $\rho_{\phi i}$. Тоді при визначенні параметрів регулювання оптичного приладу синтезу згідно з (16) колір фону $\langle S_{\phi i} \rangle$ складатиме

$$S_{\phi i} = \frac{C_{\phi i}}{\beta_i} \frac{\omega_i U_i}{\rho_{\phi i}^{\gamma_{\phi i}}} \quad (17)$$

Після підстановки (16) в (17) можна одержати

$$S_{\phi i} = S_{oi} \left(\frac{\rho_{oi}}{\rho_{\phi i}} \right)^{\gamma_{\phi i}} \quad (18)$$

Із співвідношення (18) виходить, що колірна відмінність об'єкта від фону на синтезованому зображенні ΔS_i для кожного оптико-фізіологічного сигналу становитиме

$$\Delta S_i = S_{oi} \left[1 - \left(\frac{\rho_{oi}}{\rho_{\phi i}} \right)^{\gamma_{\phi i}} \right] \quad (19)$$

Через те, що колірний простір є неметричним відносно колірно-розрізняльних властивостей зору (Джадд и Вышецки, 1978), емпіричним шляхом може бути визначена і затабульована функція колірної відмінності (colour difference function, cdf), яка кожній точці колірного простору ставить у відповідність систему поверхонь рівних колірних відмінностей (рис. 8). Тоді за відомими значеннями

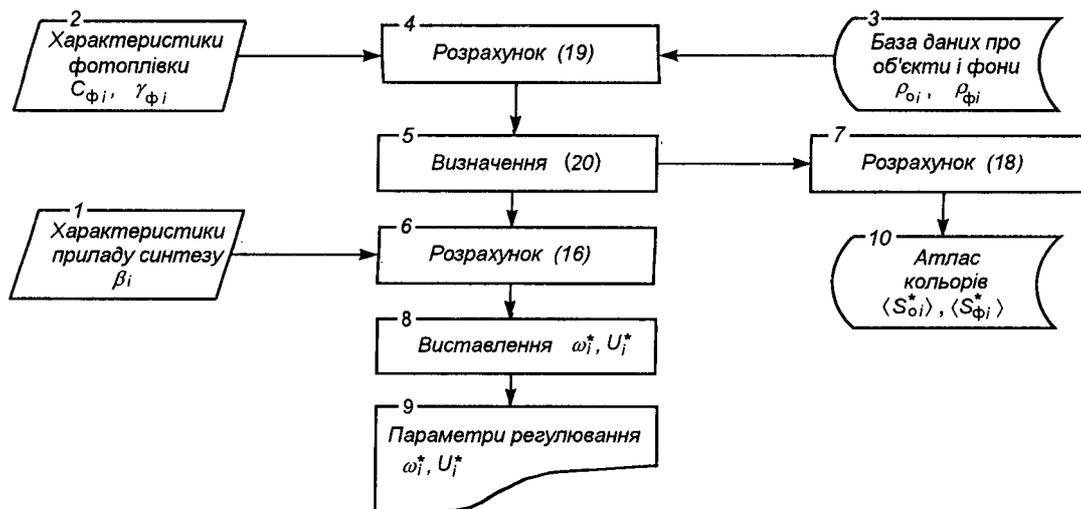


Рис. 9. Схема алгоритму визначення параметрів регулювання оптичного приладу синтезу та оптимальних кольорів синтезування

множників кольірних відмінностей в (19) та з допомогою повного перебору або градієнтного пошуку в кольорному просторі (Полак, 1974) можна знайти оптимальний колір синтезування $\langle S_{oi}^* \rangle$ за умовою

$$\langle S_{oi}^* \rangle = \underset{\langle S_{oi} \rangle}{\operatorname{argmax}} \operatorname{cdf} \left[\langle S_{oi} \rangle, \left\langle S_{oi} \left(\frac{\rho_{oi}}{\rho_{\phi i}} \right)^{\gamma_{\phi i}} \right\rangle \right]. \quad (20)$$

Вибір кольору $\langle S_{oi}^* \rangle$ як заданого забезпечує найбільшу кольірну відмінність між об'єктом і фоном на синтезованому зображенні. Після визначення оптимального кольору синтезування можна розрахувати не тільки параметри регулювання оптичного приладу синтезу за вищевикладеним алгоритмом, але і характеристики кольору фону на синтезованому зображенні згідно з (18).

Порядок визначення параметрів синтезування зображення об'єкта аерокосмічного моніторингу для забезпечення найбільшої кольірної відмінності його від зображення фону пояснюється рис. 9.

ОСНОВНІ ПОЛОЖЕННЯ МЕТОДИКИ

В загальному вигляді процес дешифрування комплексу зональних аерознімків (Аковецкий, 1983) складається з таких чотирьох рівнів: введення в дешифрувальну обстановку, пошуку і виявлення об'єктів, розпізнавання і аналізу стану об'єктів, поєднання і загальної оцінки інформації.

На першому етапі після доведення завдання на виконання обробки матеріалів аерокосмічного моніторингу визначаються: очікувані характеристики

об'єктів і фонів, що спостерігаються; спектральні діапазони, в яких буде здійснюватися аерозйомка; відповідні характеристики бортової реєструючої та наземної оброблюючої апаратури; кількісні параметри кольорів, в які будуть синтезуватися зображення об'єктів спостереження, якщо не передбачається досягнення максимального кольорного контрасту. Такі вихідні дані дозволяють провести попередні розрахунки значень параметрів регулювання оптичного приладу синтезу згідно з алгоритмами рис. 6 чи рис. 9.

На другому етапі робляться такі операції: встановлення зональних монохроматичних аеронегативів в прилад синтезу; сполучення зональних аерознімків на проглядовому екрані; настройка параметрів синтезування у кожному проєкційному каналі приладу, що приводить до формування кольорового (псевдокольорного) синтезованого зображення; візуальне виявлення забарвлених у заданий, завчасно відомий, або попередньо визначений колір об'єктів на синтезованому зображенні.

На третьому етапі розпізнавання виявлених об'єктів, визначення їхніх координат, виявлення окремих елементів і слідів діяльності та аналіз стану можуть проводитися як на синтезованому зображенні, так і на якомусь з вихідних. По завершенні пошуку об'єкта на кольорно-синтезованому зображенні і визначення його місцезнаходження на проглядовому екрані приладу синтезу рекомендується переходити для подальшого його дешифрування до зонального аерознімка, який має найкращу роздільність, що наперед перевищує роздільність синтезованого зображення (Фроленко, 1990).

Слід відзначити, що роздільність зонального зображення залежить не тільки від кутової роздільної здатності спектрального каналу ОЕСДС, а також від тонового контрасту $K_{\phi i}$,

$$K_{\phi i} = \frac{\Delta \tau_{\phi i}}{\tau_{\phi i}}, \quad (21)$$

об'єкта і фону (Мельканович, 1984):

$$d_i = d_{\text{imax}} \sqrt{2/K_{\phi i} - 1}, \quad (22)$$

де d_i — лінійна роздільність i -го спектрального каналу на місцевості, d_{imax} — та ж лінійна роздільність у випадку $K_{\phi i} = 1$, тобто від спектральних характеристик самого об'єкта і фону. Підстановка (10) в (21) дозволяє записати (22) у вигляді

$$d_i = d_{\text{imax}} \sqrt{1 + (\rho_{\phi} / \rho_o)^{\gamma_{\phi}}}. \quad (23)$$

Четвертий етап практично не відрізняється від заключного рівня дешифрування будь-яких матеріалів видового аерокосмічного моніторингу і передбачає можливість повторного звернення до синтезованого зображення або до одного зі зональних за потребою.

Впроваджені дослідження (Фроленко і Шевчук, 1992) свідчать, що загальний час комплексного дешифрування зональних аерознімків, отриманих на багатоспектральній ОЕСДС типу MSK-4 з використанням оптичного приладу синтезу ПС-4, зменшується у 2—4 рази порівняно зі способом послідовного дешифрування комплексу зональних аерознімків.

Таким чином, приведена методика комплексного дешифрування монохроматичних зональних аерознімків дозволяє значно скоротити термін та полегшити процес дешифрування, а також виділити додаткові розпізнавальні ознаки об'єктів аерокосмічного моніторингу і підвищити повноту та вірогідність отриманих даних.

Аковецкий В. И. Дешифрирование снимков. — М.: Недра, 1983.—374 с.

Джадд Д., Вышецки Г. Цвет в науке и технике: Пер. с англ. — М.: Мир, 1978.—513 с.

Киенко Ю. П., Киселев В. В., Орлов Ю. К. Новые отечественные приборы синтеза многозональных изображений // Геодезия и картография.—1987.—№ 8.—С. 45—51.

Кривошеев М. И., Кустарев А. И. Цветовые измерения. — М.: Энергоатомиздат, 1990.—240 с.

Ллойд Дж. Системы тепловидения: Пер. с англ. — М.: Мир, 1978.—414 с.

Мельканович А. Ф. Фотографические средства и их эксплуатация. — М.: МО СССР, 1984.—576 с.

Мирошников М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. — Л.: Машиностроение, 1983.—696 с.

Петрук А. И. Многозональные аэрофотоаппараты. — Киев: КВВАИУ, 1988.—54 с.

Полак Э. Численные методы оптимизации. Единый подход: Пер. с англ. — М.: Мир, 1974.—376 с.

Фризер Х. Фотографическая регистрация информации. — М.: Мир, 1978.—670 с.

Фроленко В. Н. Проведение фотометрических и спектрометрических исследований по материалам многозональной съемки: Отчет о НИР № ПС54-90/03. — Киев: КНИИКАМ, 1990.—66 с.

Фроленко В. Н., Шевчук В. П. К вопросу использования перспективных многозональных аэроснимков для получения синтезированных изображений // Матер. XXXII науч. конф. училища. — Киев: КВВАИУ, 1992.—С. 98—102.

SYNTHESIS TECHNIQUE FOR COMPLEX INTERPRETATION OF ZONAL AEROSPACE IMAGES WITH THE USE OF AN OPTICAL DEVICE

V. M. Frolenko

The synthesis technique for complex interpretation of aerospace images with the use of an optical device is discussed. Models of formation of a zonal optical signal in the onboard equipment of remote sensing, synthesizing of the image of object to the determined colour, and providing the greatest colour distinction between object and background in the synthesized image are considered. The technique allows us to reduce the total time of interpretation and to raise the reliability of object identification from the data of multi-spectral aerospace monitoring.

УДК 536.48:629.785

О пространственном разрешении космических ИК-систем дистанционного зондирования Земли

В. Г. Колобродов

Національний технічний університет України «Київський політехнічний іститут», Київ

Надійшла до редакції 18.03.97

Представлена методика розрахунку кутового розділення ІЧ-систем дистанційного зондування Землі, в основі якої лежить «щілинний» метод експериментального вимірювання кутового розділення. Методика враховує параметри об'єктива, скануючої системи та приймача випромінювання. Розглянуто приклад розрахунку кутового розділення.

Для дистанционного зондирования Земли широко используются оптико-электронные системы, работающие в ИК-диапазоне спектра (Committee, 1995). К таким ИК-системам относятся тепловизоры, радиометры и спектрометри. Пространственное разрешение является наиболее важной характеристикой обзорных систем, так как позволяет определить их обнаружительные и опознавательные возможности. Настоящая статья посвящена разработке методики расчета углового разрешения обзорной ИК-аппаратуры с учетом параметров отдельных ее компонентов.

Существует несколько подходов к определению углового разрешения, т. е. способности прибора отдельно различать два близлежащих точечных источника излучения одинаковой яркости. Предельное (минимальное) разрешение определяется угловыми размерами α_D чувствительной площадки приемника излучения (ПИ) (рис. 1)

$$\delta\omega_{\min} = 2 \frac{V_D}{a'} = 2 \frac{V_D}{f_o'(1-\beta)} = 2\alpha_D, \quad (1)$$

где V_D — линейный размер чувствительной площадки ПИ; a' — расстояние между задней главной

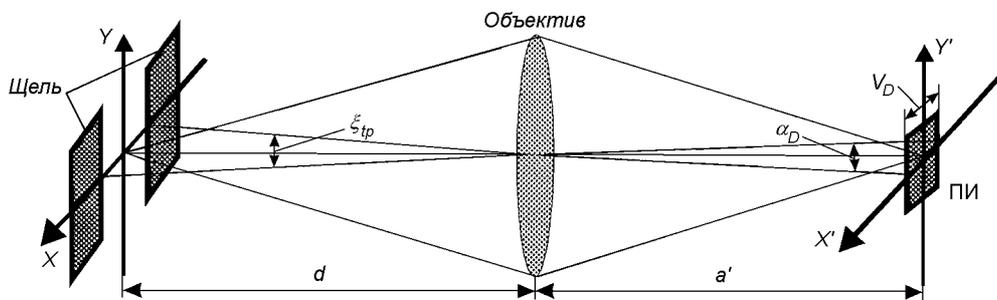


Рис. 1. «Щелевой» метод измерения углового разрешения обзорной ИК-системы

плоскостью оптической системы (ОС) и плоскостью ПИ; f_0' — фокусное расстояние ОС; β — линейное увеличение ОС.

Если ИК-система характеризуется модуляционной передаточной функцией (МПФ) $M_s(\nu_x)$, то аналогично критерию Шаде, применяемому в телевидении, можно определить угловое разрешение как (Колобродов, Шустер, 1994)

$$\delta\omega = 2 \left[\int_{-\infty}^{\infty} |M_s(\nu_x)|^2 d\nu_x \right]^{-1}, \quad (2)$$

где ν_x — угловая пространственная частота.

Однако это выражение не учитывает энергетическое (температурное) разрешение и шумы системы. Более универсальной характеристикой является минимальная разрешаемая разность температур MRTD, (Minimum Resolvable Temperature Difference) — это минимальная разница эффективных температур между штрихами тест-объекта с заданной пространственной частотой и фоном, которая позволяет визуально разделять на экране видеосмотрового устройства (ВСУ) штрихи объекта. Тест-объект представляет собою четырехштриховую миру, в которой полосы и промежутки имеют одинаковую ширину ξ_{ip} , а их высота равна $7\xi_{ip}$. По виду функции $MRTD(\nu_x)$, типичный график которой представлен на рис. 2, можно определить разрешаемую пространственную частоту ν_{xr} при заданном температурном контрасте $\Delta T = MRTD(\nu_{xr})$. При этом угловое разрешение определяется как $\delta\omega = 1/\nu_{xr}$. Проблемы применения $MRTD(\nu_x)$ связаны с экспериментальными трудностями измерения этой функции и неопределенностью частоты ν_{xr} .

При аттестации ИК-систем часто используют «щелевой» метод измерения углового разрешения (Колобродов, Шустер, 1994). Сущность этого метода состоит в следующем. Тест-объект в виде прямоугольной щели располагается в фокальной плоскости коллиматора. Имитатор АЧТ и поверхность щели имеют одинаковую спектральную энергетическую светимость и позволяют регулировать и обеспечивать постоянство разности температур. Обычно температура имитатора и щели измеряются термомпарами, находящимися в контакте с поверхностями. Разность температур между краями щели и черным телом выбирается такой, чтобы ИК-система давала ненасыщенное изображение для этих двух температур. Необходимо также убедиться, что система работает на линейном участке передаточной характеристики.

При широкой щели видеосигнал строки имеет плоский участок и, если система является линей-

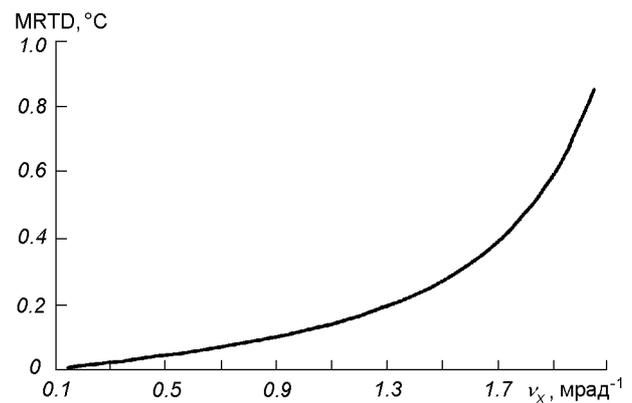


Рис. 2. Минимальная разрешаемая разность температур тепловизора

ной, уровень этого участка можно поднять, повышая температуру черного тела. Затем щель постепенно сужают до тех пор, пока сигнал не утратит горизонтального участка. Угловая ширина щели $\xi_{ip1.0}$ соответствует при этом разрешению системы при 100 %-й модуляции. Когда при дальнейшем сужении щели сигнал становится равным половине первоначального, угловая ширина щели $\xi_{ip0.5}$ будет соответствовать разрешению при 50 %-й модуляции. На практике не так важно, какой процент модуляции будет выбран в качестве определяющего углового разрешения. Важно лишь, чтобы сравнение нескольких систем проводилось при одинаковых условиях.

Разработчикам ИК-систем важно оценить влияние параметров ОС и ПИ на угловое разрешение, которое измеряется «щелевым» методом.

Пусть температурный контраст в пределах щели является достаточно высоким, что позволяет не учитывать шумовые свойства системы. Для небольших полей зрения будем считать рассматриваемую ИК-систему инвариантной и линейной, которая описывается МПФ $M_s(\nu_x)$. МПФ системы вдоль направления сканирования x можно представить в виде произведения МПФ объектива $M_o(\nu_x)$, ПИ $M_D(\nu_x)$, электронного тракта $M_{el}(\nu_x)$ и ВСУ $M_s(\nu_x)$ (Мирошников, 1983):

$$M_s(\nu_x) = M_o(\nu_x) M_D(\nu_x) M_{el}(\nu_x) M_s(\nu_x). \quad (3)$$

При использовании высококачественных ВСУ и электронного тракта с достаточно широкой полосой пропускания, которые не искажают видеосигнал, можно полагать, что $M_{el}(\nu_x) \approx 1$ и $M_s(\nu_x) \approx 1$. Поэтому будем рассматривать полезный видеосигнал на выходе ПИ, который при линейной равно-

мерной развертке изображения равен (Мирошников, 1983)

$$u(t) = A \int_{-\infty}^{\infty} h_s(\xi - vt) l_e(\xi) d\xi. \quad (4)$$

Здесь A — постоянный множитель, учитывающий энергетические потери при распространении излучения от тест-объекта до ПИ и чувствительность ПИ; h_s — функция рассеяния линии (ФРЛ) ИК-системы; v — скорость сканирования; l_e — яркость тест-объекта относительно фона.

Запишем соотношение (4) в области пространственных частот

$$U(f) = A' H_s(v_x) L_e(v_x), \quad (5)$$

где U — спектр видеосигнала; H_s — передаточная функция ИК-системы, МПФ которой определяется выражением (4); L_e — пространственный спектр тест-объекта.

При линейном сканировании связь между временной и пространственной частотами f и v_x определяется соотношением (Колобродов, Шустер, 1994).

$$f = \frac{1000}{t_0} \frac{V_D}{a'} v_x = \frac{\alpha_D}{t_0} v_x, \quad (6)$$

где α_D , мрад — угловой размер чувствительной площадки ПИ; t_0 , с — время разложения одного элемента термографического изображения.

Определим аналитический вид функции $H_s(v_x)$, полагая, что фазовые искажения в ИК-системе отсутствуют, т. е.

$$H_s(v_x) = M_o(v_x) M_D(v_x). \quad (7)$$

Для аппроксимации МПФ объектива выберем наиболее часто используемую гауссовую функцию (Мирошников, 1983)

$$M_o(v_x) = \exp(-2\pi^2 r_o^2 v_x^2), \quad (8)$$

где r_o — радиус кружка рассеяния на уровне 0.606 от максимального значения ФРЛ.

В большинстве космических ИК-систем используются фотонные ПИ с прямоугольной чувствительной площадкой размером $V_D \times W_D$. Для таких ПИ их МПФ аппроксимируется функцией (Колобродов, 1994).

$$\begin{aligned} M_D(v_x) &= M_{Ds}(v_x) M_{Dt}(f) = \\ &= \frac{\sin(\pi V_D v_x')}{\pi V_D v_x'} \frac{1}{\sqrt{1 + (2\pi t_D f)^2}}. \end{aligned} \quad (9)$$

Здесь v_x' — пространственная частота в плоскости ПИ; t_D — постоянная времени ПИ; f — временная частота.

Пространственные частоты v_x' и v_x связаны между собой соотношением

$$v_x' = v_x \frac{1000}{f_o'}, \quad (10)$$

где f_o' , мм — фокусное расстояние объектива.

Тогда МПФ ИК-системы (7) с учетом (6), (8) — (10) запишется в виде

$$\begin{aligned} M_s(v_x) &= \exp(-2\pi^2 r_o^2 v_x^2) \times \\ &\times \frac{\sin(\pi V_D v_x')}{\pi V_D v_x'} \frac{1}{\sqrt{1 + \left(2\pi \frac{t_D}{t_0} \alpha_D v_x\right)^2}}. \end{aligned} \quad (11)$$

С целью упрощения математических преобразований аппроксимируем функцию (9) гауссовыми функциями вида

$$\begin{aligned} M_{Ds}^{ap}(v_x) &= \exp(-2\pi^2 r_{Ds}^2 v_x^2), \\ M_{Dt}^{ap}(v_x) &= \exp(-2\pi^2 r_{Dt}^2 v_x^2), \end{aligned} \quad (12)$$

исходя из равенства интегралов

$$\begin{aligned} \int_0^{\infty} |M_{Ds}(v_x)|^2 dv_x &= \int_0^{\infty} |M_{Ds}^{ap}(v_x)|^2 dv_x; \\ \int_0^{\infty} |M_{Dt}(v_x)|^2 dv_x &= \int_0^{\infty} |M_{Dt}^{ap}(v_x)|^2 dv_x. \end{aligned} \quad (13)$$

Решение этих уравнений дает следующий результат:

$$\begin{aligned} r_{Ds} &= 0.28 \alpha_D, \text{ мрад;} \\ r_{Dt} &= 0.564 \frac{t_D}{t_0} \alpha_D, \text{ мрад.} \end{aligned} \quad (14)$$

С учетом (12) и (14) функция (11) преобразуется к виду

$$\begin{aligned} M_T(v_x) &= \exp\left\{-2\pi^2 \left[r_o^2 + 0.0784 \alpha_D^2 + \right. \right. \\ &\left. \left. + 0.3181 \left(\frac{t_D}{t_0}\right)^2 \alpha_D^2\right] v_x^2\right\}. \end{aligned} \quad (15)$$

Теоретические исследования и экспериментальные измерения показывают, что МПФ обзорных ИК-систем можно аппроксимировать гауссовой функцией (Мирошников, 1983)

$$M_s(v_x) = \exp(-2\pi^2 r_s^2 v_x^2), \quad (16)$$

где r_s , мрад — радиус кружка рассеяния ФРЛ. Из сравнения (15) и (16) находим, что

$$r_s = \sqrt{r_o^2 + [0.0784 + 0.3181(t_D/t_0)^2] \alpha_D^2}. \quad (17)$$

Пространственный спектр яркости тест-объекта определим с помощью преобразования Фурье

$$L_e(\nu_x) = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} l_e(\xi) \exp(-j 2\pi \nu_x \xi) d\xi, \quad (18)$$

где ξ — угловая координата в пространстве объектов (рис. 1). Пусть щелевой тест-объект имеет угловые размеры ξ_{ip} . Тогда

$$l_e(x) = \begin{cases} l_{eo}, & -0.5x_{ip} \leq x \leq 0.5x_{ip}; \\ 0, & \text{в остальных случаях.} \end{cases} \quad (19)$$

Подставив (19) в (18), после вычислений с учетом (12) и (14) будем иметь

$$\begin{aligned} L_e(\nu_x) &= \xi_{ip} l_{eo} \frac{\sin(\pi \xi_{ip} \nu_x)}{\pi \xi_{ip} \nu_x} \approx \\ &\approx \xi_{ip} l_{eo} \exp[-2\pi^2 (0.28)^2 \xi_{ip}^2 \nu_x^2]. \end{aligned} \quad (20)$$

Тогда спектр видеосигнала (5) с учетом (16) и (20) составляет

$$U(f) = A' \xi_{ip} l_{eo} \exp[-2\pi^2 (r_s^2 + 0.0784 \xi_{ip}^2) \nu_x^2]. \quad (21)$$

Видеосигнал во временной области найдем обратным преобразованием Фурье спектра (21)

$$\begin{aligned} u(t) &= A' \xi_{ip} l_{eo} \int_{-\infty}^{\infty} \exp[-2\pi^2 (r_s^2 + 0.0784 \xi_{ip}^2) \nu_x^2] \times \\ &\times \exp(j 2\pi \xi \nu_x) d\nu_x, \end{aligned} \quad (22)$$

где временная t и угловая ξ координаты связаны между собой соотношением

$$t = \frac{t_0}{\alpha_D} \xi, \quad (23)$$

которое вытекает из (6).

Для вычисления интеграла (22) воспользуемся табличным интегралом (Двайт, 1973)

$$\int_{-\infty}^{\infty} \exp(-px^2 - qx) dx = \sqrt{\pi/p} \exp\left(\frac{q^2}{4p}\right), \quad (24)$$

где

$$\begin{aligned} p &= 2\pi^2 (r_s^2 + 0.0784 \xi_{ip}^2); \\ q &= -j 2\pi \xi; \\ x &= \nu_x. \end{aligned}$$

Тогда

$$\begin{aligned} u(t) &= A' \frac{\xi_{ip} l_{eo}}{\sqrt{2\pi^2 (r_s^2 + 0.0784 \xi_{ip}^2)}} \times \\ &\times \exp\left[-\frac{\alpha_D^2 t^2}{2t_0^2 (r_s^2 + 0.0784 \xi_{ip}^2)}\right]. \end{aligned} \quad (25)$$

Будем рассматривать максимальное значение сигнала при $t = 0$. Амплитуда сигнала (25) будет максимальной, когда ширина щели намного больше разрешения ИК-системы, т. е. когда $\xi_{ip} \gg r_s$. При этом $u_m = 1.42 A' l_{eo}$. В соответствии со «щелевым» методом измерения углового разрешения будем уменьшать ширину щели ξ_{ip} до тех пор, пока амплитуда сигнала (25) не уменьшится в k раз, что соответствует угловому разрешению при $1/k$ -процентной модуляции.

$$\frac{u_m}{u(\xi_{ip} = \delta\omega_{1/k})} = 3.56 \sqrt{\left(\frac{r_s}{\delta\omega_{1/k}}\right)^2 + 0.0784} = k.$$

Откуда

$$\delta\omega_{1/k} = 3.56 \frac{r_s}{\sqrt{k^2 - 1}}, \quad (26)$$

где $k > 1$.

С учетом (17) получим общую формулу для расчета углового разрешения обзорной ИК-системы:

$$\begin{aligned} \delta\omega_{1/k} &= 3.56 \times \\ &\times \sqrt{\frac{1}{k^2 - 1} \left\{ r_o^2 + \left[0.0784 + 0.3181 \left(\frac{t_D}{t_0}\right)^2 \right] \alpha_D^2 \right\}}. \end{aligned} \quad (27)$$

В качестве примера рассмотрим авиационный ИК-видеоспектрометр TIS (США), который устанавливается на самолете С-130. Согласно рекламной информации он имеет объектив с радиусом кружка рассеяния $r_o = 1$ мрад, сканирующую систему и ПИ, для которых выполняется условие $t_D/t_0 \ll 1$, и угловой размер чувствительной площадки ПИ $\alpha_D = 3.6$ мрад. После вычислений по формуле (27) имеем: при 50 %-й модуляции ($k = 2$) $\delta\omega_{0.5} = 2.9$ мрад; при 10 %-й модуляции ($k = 10$) $\delta\omega_{0.1} = 0.5$ мрад.

Представляет интерес определить глубину модуляции, соответствующую угловому разрешению по критерию Шаде (2). Для этого подставим (8) в (2):

$$\delta\omega_{Sh} = 2 \left[\int_{-\infty}^{\infty} \exp(-4\pi^2 r_s^2 \nu_x^2) d\nu_x \right]^{-1}.$$

Для вычисления интеграла в последнем выражении воспользуемся табличным интегралом (24), где $p = 4\pi^2 r_s^2$, $q = 0$, $x = \nu_x$. Тогда

$$\delta\omega_{Sh} = 4\sqrt{\pi} r_s. \quad (28)$$

Из сравнения (28) и (26) находим, что угловое разрешение, рассчитанное по критерию Шаде, соответствует угловому разрешению, измеренному

«щелевым» методом при 90 %-й модуляции ($k = 1.1$).

Таким образом, представленная методика позволяет спроектировать обзорную ИК-систему, которая удовлетворяла бы заданным требованиям по разрешению, а также сравнить расчетные данные по угловому разрешению со стендовыми измерениями.

Двайт Г. Б. Таблицы интегралов и другие математические формулы: Пер. с англ. — М.: Наука, 1973.—228 с.

Колобродов В. Г., Шустер Н. Инфракрасная термография (физические основы, методы проектирования и контроля, применение). — Киев: М-во образования Украины, 1994.—426 с.

Мирошников М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. — Л.: Машиностроение, 1983.—696 с.

Committee on Earth Observation Satellites: Coordination for the next decade (1995 CEOS yearbook). — Smith, England, 1995.— 136 p.

ABOUT SPATIAL RESOLUTION OF INFRARED SYSTEMS FOR EARTH OBSERVATIONS

V. G. Kolobrodov

The paper presents a method for calculating the spatial resolution of infrared systems used for Earth observations. The method is based on the «slit» method for the experimental measurement of spatial resolution. The formulas for calculating the angular resolution take into account the parameters of the objective, scanning system and detector. An example is given of the spatial resolution calculations.

УДК 631.1:528.71

Почвенный мониторинг как элемент системы подспутниковых полигонных исследований

О. А. Войнов

Институт агроэкологии і біотехнології УААН, Київ

Надійшла до редакції 03.10.97

Виконане вивчення фізико-хімічних і оптичних властивостей ґрунтів Південного природно-господарського полігону (Буджацький степ, міжріччя Прута і Дністра) дозволило поділити їх на 5 груп, коефіцієнт відбивання (КВ) яких складає від 12.9 до 26.4 %. Найчіткіші відмінності КВ між групами ґрунтів відмічені в зеленій (λ 500—540) і червоній (λ 610—690 нм) ділянках спектру, що дає можливість дешифрування ґрунтового покриву за багатозональними і інтегральними панхроматичними знімками.

В последнее время все более актуальными задачами почвенной науки становятся вопросы изучения антропогенно измененных природно-территориальных комплексов. Появилась необходимость организации специальных систем наблюдений, контроля и оценки состояния природной среды (мониторинга) как в местах интенсивного антропогенного воздействия, так и в глобальном масштабе. Основными задачами таких систем являются, с одной стороны, сбор объективной информации о видах и объемах антропогенного воздействия и связанных с ними последствиях, информации о тенденции изменений окружающей среды, о фактическом состоянии биосферы, а с другой — прогноз ее будущего состояния.

Почва является одним из основных компонентов биосферы. Особенности состояния, состава, свойств и режимов почвы, населяющей ее биоты содержат богатейшую информацию о природной среде. Почвенный мониторинг является значительной частью общего мониторинга окружающей природной среды (Добровольский и др., 1983). Почвенный дистанционный мониторинг предназначен для решения трех задач:

- учет и инвентаризация земель, выявление особенностей почвенного покрова и свойств почв, определяющих их плодородие на основе аэрокосмической информации;
- определение направленности и интенсивности изменения свойств почв и почвенного покрова под влиянием антропогенного воздействия (контроль динамики по контактному и дистанционному данным);
- прогноз изменения почвенного покрова, почвы и ее свойств и разработка рекомендаций по направленному регулированию почвенных процессов.

Всеобъемлющее обеспечение почвенного мониторинга должны взять на себя три направления: дистанционное зондирование, географические информационные системы и экспертные системы.

Дистанционное зондирование (ДЗ) предоставляет уникальные возможности оперативного, многовременного, многоспектрального, разномасштабного наблюдения природной среды. Но длительный опыт функционирования систем ДЗ показал, что тематически обработать такие колоссальные объемы данных и дать оценку состояния природной среды

можно только при тесном взаимодействии дистанционного зондирования и географических информационных систем (ГИС). В этом случае ДЗ выступает как информационно-обеспечивающая технология, ГИС — как обрабатывающая технология, обеспечивающая получение результатов в виде оценочных карт, таблиц, а экспертная система — как технология поддержки принятия решений и выработки рекомендаций по управлению объектом мониторинга (Vonn et al., 1991).

Аэрокосмический мониторинг почв возможен благодаря изменению спектральной отражательной способности почв, которая отслеживает изменение некоторых почвенных свойств под влиянием различных факторов. Такими свойствами почв являются влажность, содержание гумуса и засоление.

Влажность почвы является очень динамичной характеристикой. Поэтому для получения необходимой детальной и достоверной информации о влажности почвы требуется многоспектральная аэрокосмическая съемка, основанная на выборочном полевом эталонировании и экстраполяции дистанционной информации. Для индикации влажности почв используют изображения как в видимом и ближнем ИК-канале, так и в среднем ИК- (3—5, 8—12 мкм) и микроволновом (более 0.3 см) каналах. Существуют многочисленные функции связи коэффициента яркости поверхности почвы с ее влажностью (Виноградов, 1976; Долгов, Виноградова, 1973; Allen, Sewell, 1973; Blachard et al., 1974).

Пространственно-временная изменчивость содержания гумуса в почве не так значительна, как влажности, зато очень велико его пространственное варьирование, что тоже требует изучения этого свойства дистанционными методами. Коэффициент яркости почвы в видимой и ближней ИК-областях спектра хорошо коррелирует и уменьшается с увеличением содержания гумуса в почве. Предложены функции и описаны связи зависимости отражения света почвами от содержания в них гумуса (Кондратьев и др., 1986, 1989; Толчельников, 1974), окислов железа (Толчельников, 1960) для разных типов почв (Обухов, Орлов, 1964).

Засоленные почвы для целей картографирования по аэрокосмическим снимкам дешифрируются удовлетворительно. Однако для мониторинга необходимы количественные характеристики состава и содержания солей в почве. В граничных условиях дистанционные индикаторы могут быть использованы для четырех характеристик засоления почв — содержания в почвах карбонатов, сульфатов, хлоридов и емкости поглощенных оснований (Виноградов, 1984).

Показателем энергетического состояния почв,

обуславливающим состояние, химический состав и продуктивность сельскохозяйственных растений, считается уровень плодородия, оцениваемый по совокупности результатов определения химико-минералогического состава и физических, физико-химических и агрохимических свойств почв.

Для оценки плодородия почв опорно-тестовых участков (ОТУ) Южного природно-хозяйственного аэрокосмического полигона (Буджакская степь, междуречье Прута и Днестра, входившего в состав полигонной сети системы изучения природной среды Госкомгидромета СССР) были проведены подробнейшие исследования, в результате которых установлено, что основной фон почвенного покрова составляют обыкновенные и карбонатные черноземы. В границах каждого поля встречаются по 3—4 почвенных разности и столько же элементарных поверхностей рельефа, что характерно для всего ОТУ и природно-экологической зоны. Такая ситуация обусловлена расчлененностью территории и особенностями овражно-балочного рельефа.

Так, наличие перепада относительных высот местности обуславливает развитие процессов плоскостной и линейной эрозии и формирование на склонах смытых (слабо и средне), а в нижних частях — намывных разновидностей черноземов. Кроме того, в западинах, микропонижениях и ложбинах стока из-за застоя воды формируются временно переувлажненные (мочаристые), местами солонцевато-засоленные черноземно-луговые почвы.

Все это предопределяет неравнозначность показателей энергетических характеристик подстилающей поверхности тестового поля в разных его точках, что нашло подтверждение при оценке спектральной яркости почв и состояния культивируемых растений.

Для достоверной характеристики морфологических и химических свойств почв каждое поле было охарактеризовано несколькими почвенными разрезами и прикопками, расположенными по основным элементарным поверхностям рельефа.

Образцы для исследования физико-химических свойств почв отбирали из средней части каждого генетического горизонта по 10 см. В почвах определены: гранулометрический состав почв (по содержанию физической глины и песка), содержание гумуса по Тюрину, карбонатов кальция газовольметрическим методом, поглощенных оснований и рН-водной вытяжки общепринятыми методами. Почвы исследуемых полей характеризуются: однотипным профилем с варьирующим содержанием в них физической глины в пределах 45—55 %; высоким содержанием поглощенных оснований (26—31 мг экв/100 г) и невысоким содержанием гумуса

(3.0—3.6 %) в пахотных горизонтах и постепенным снижением этих показателей вниз по профилю; нейтральной реакцией почвенных растворов и преобладанием в их составе поглощенных оснований — обменного кальция.

Анализ данных свидетельствует, что почвы, расположенные на разных элементарных поверхностях рельефа внутри каждого ОТПоля имеют некоторые качественные различия в свойствах. Склоновые почвы, например, содержат меньше физической глины и больше физического песка, т. е. они более легкие по гранулометрическому составу, и соответственно менее гумусированы, более окарбонаты и больше содержат поглощенных оснований, особенно обменного кальция, чем почвы водораздельных пространств. Эта закономерность наблюдается в пределах большинства ОТП. Исключение составляют гидроморфные почвы, которые развиты на склонах с близким залеганием грунтовых вод или в микропонижениях.

В этих почвах по сравнению с фоновыми почвами склонов и водораздельных пространств отмечается относительно повышенное содержание глинистых частиц и гумуса по всему профилю, а также меньшее содержание карбонатов за счет увеличения их растворимости и миграции с нисходящим

током влаги в нижние слои почвы и грунтовые воды; почвы слабосолонцеваты и более щелочные (рН = 8.4—8.5).

Имеющиеся качественные различия в свойствах почв, обусловленные как расчлененностью территории, так и особенностями почвообразовательного процесса, несомненно должны отражаться на росте, развитии и общем состоянии выращиваемых сельскохозяйственных растений и физиономичности посевов.

В процессе экспериментов определяли коэффициенты спектральной яркости (КСЯ) почв с нарушенной структурой и естественным сложением и влажностью в полевых условиях, а также увлажненных до полной капиллярной влагоемкости. Изучали КСЯ образцов пахотного горизонта, в качестве эталона использовали баритованную бумагу. Результаты исследований показаны в таблице.

Видно, что почвы исследуемого участка по КО в видимой области спектра четко кластеризуются на пять обособленных групп:

1. Чернозем обыкновенный мощный — 12.9 %. Ареал распространения этих почв в пределах исследуемых участков легко дешифрируется на интегральных панхроматических (черно-белых) снимках по тону фотоизображения.

Спектральная отражательная способность почв опорно-тестового участка

Почвы	Коэффициент отражения, %													
	λ, нм													
	420	430	440	450	460	490	540	550	590	640	670	690	750	интегральный
Чернозем обыкновенный мощный	10.0	10.3	10.5	10.8	11.0	11.3	12.0	12.5	13.5	14.5	15.0	15.5	17.0	12.9
Чернозем обыкновенный среднемощный тяжелосуглинистый	11.3	11.5	11.6	12.0	12.3	12.5	14.0	14.0	15.3	16.5	17.0	17.8	19.5	14.7
Чернозем обыкновенный мощный (намытый) тяжелосуглинистый	11.3	11.5	12.0	12.3	12.5	12.5	13.8	14.0	15.5	16.5	17.3	18.0	20.0	14.7
Чернозем карбонатный намытый тяжелосуглинистый	11.5	11.8	12.3	12.8	13.0	13.3	15.0	15.3	16.5	18.0	18.5	19.3	21.3	15.7
Лугово-черноземная карбонатная, солонцевато-солончаковая, тяжелосуглинистая	12.0	12.5	13.0	13.3	13.5	13.8	15.3	15.5	17.0	18.0	19.0	19.5	21.5	16.1
Чернозем карбонатный мощный тяжелосуглинистый	11.8	12.0	12.5	13.0	13.3	13.8	15.5	15.8	17.3	18.5	19.5	20.0	22.0	16.3
Чернозем карбонатно-луговатый солонцевато-солончаковатый глинистый	13.0	13.3	13.8	14.0	14.5	15.0	16.5	17.0	18.0	19.3	20.0	20.5	22.5	17.2
Чернозем карбонатный среднемощный (слабосмытый) тяжелосуглинистый	14.5	15.0	15.5	15.8	16.0	16.8	18.5	19.0	20.5	22.0	23.3	24.0	27.0	19.6
Чернозем карбонатный среднесмытый тяжелосуглинистый	17.3	18.0	18.5	19.0	19.5	20.5	23.5	24.0	26.5	28.5	29.8	30.8	34.8	24.8
Чернозем карбонатный сильносмытый легкоглинистый	17.8	18.5	19.3	20.0	20.5	21.5	24.8	25.8	28.8	30.8	32.0	33.0	36.0	26.4

2. Чернозем обыкновенный среднемощный тяжелосуглинистый совместно с черноземами обыкновенными намытыми тяжелосуглинистыми — 14.7 %.

Тяжелосуглинистые почвы, в частности, черноземы обыкновенные среднемощные, мощные и намытые обладают примерно на 2—3 % (особенно в красной зоне спектра $\lambda\lambda$ 610—750 нм) большей яркостью, по-видимому, за счет более легкого механического состава.

Сравнительно большая яркость намытых почв может быть обусловлена также и более светлыми частицами (с меньшим содержанием в них гумуса), механически переносимыми в шлейфовую зону склонов (ареал распространения намытых почв) с вышележащих, более крутых элементов склонов. На снимках эти почвы дешифрируются по темно-серому тону изображения.

3. Черноземы карбонатные мощные тяжелосуглинистые совместно с черноземами карбонатными намытыми, луговыми и луговатыми, солонцевато-солончаковатыми и солончаковатыми, глинистыми почвами — 15.7—17.2 %.

Значения интегрального коэффициента отражения этих почв на 1—2 % выше, чем у обыкновенных черноземов, очевидно, за счет наличия в их составе карбонатов кальция и меньшего содержания в них гумуса, а в составе луговых и луговатых почв — наличием легкорастворимых солей.

В сухом состоянии на пашне и в натуре, и по интегральным панхроматическим снимкам эти почвы не отличаются как от тяжелосуглинистых обыкновенных черноземов, так и между собой, а потому прямое дешифрирование их на снимках по тону изображения затруднено.

Разграничение на снимках ареалов распространения тяжелосуглинистых обыкновенных черноземов от ареалов комплекса карбонатных черноземов с луговыми и луговатыми, солонцевато-засоленными почвами можно осуществить, применяя ландшафтный метод дешифрирования снимков, который заключается в сочетании методов дешифрирования (по прямым и косвенным признакам) и определения генетического содержания выделенных на снимках почвенных контуров с предварительным выделением на исследуемой территории однотипных элементарных поверхностей рельефа.

4. Чернозем карбонатный слабосмытый тяжелосуглинистый — 19.6 %;

5. Черноземы средне- и сильносмытые — 24.8—26.4 %.

На снимках слабо-, средне- и сильносмытые почвы уверенно дешифрируются по светло-серому тону изображения.

Наиболее четкие различия между группами почв по коэффициентам отражения отмечаются в зеленой ($\lambda\lambda$ 500—540) и красной ($\lambda\lambda$ 610—690 нм) зонах спектра. Это указывает на принципиальную возможность дешифрирования почвенного покрова по многозональным и интегральным панхроматическим снимкам.

При изучении значений КО исследуемых почв при увлажнении их до полной влагоемкости получено уменьшение примерно на 50 % от яркости сухих на — луговых и луговато-солонцевато-засоленных глинистых почвах. Яркость же незасоленных (в том числе намытых и смытых почв) как глинистого, так и суглинистого состава при их увлажнении до полной влагоемкости снижается лишь на 27—31 % от КО сухих почв. Это обстоятельство, очевидно, можно принять в качестве основы при разработке дешифровочных признаков и принципов дешифрирования, а также выделения на интегральных и многозональных снимках ареалов распространения солонцевато-засоленных (в том числе глубокозасоленных) глинистых почв среди малоразличающихся в сухом состоянии на снимках по тональности изображения аморфных незасоленных почв.

Кривые дневного хода изменения яркости воздушно-сухих и избыточноувлажненных до полной влагоемкости почв показывают, что с увеличением высоты стояния Солнца значения КО увеличиваются; наибольшие значения коэффициентов яркости почв отмечаются в полдень при высоте Солнца более 40° в интервалах времени от 12 до 14 ч. Очевидно, можно принять, что интервал времени с 12 до 14 ч на 46—47° северной широты является наиболее оптимальным для производства аэрофото- и космических съемок территории с распаханными почвами для целей дешифрирования почв и изучения структуры почвенного покрова.

Сравнивая значения коэффициентов спектральной и интегральной яркости воздушно-сухих и увлажненных почв, спектрального и интегрального отражения их в видимой области спектра, необходимо отметить следующее.

- Спектральный состав отраженного света почвами практически не изменяется как при измельчении образцов, так и при увлажнении почв до полной их влагоемкости.
- Значения спектрального и интегрального КО воздушно-сухих образцов почв с естественным сложением и структурой изменяется под влиянием размеров и формы структурных агрегатов почв.
- При увлажнении почв до полной их влагоемкости относительно уменьшаются значения как

интегральных, так и спектральных коэффициентов отражения.

- При анализе фотоизображения почв на интегральных панхроматических снимках важнее учет коэффициента отражения в видимой части спектра, тогда как при многозональной съемке необходимо учитывать отражение (яркость) почв при определенной длине волны.

Виноградов Б. В. Многоспектральные градиенты влажности почвы для дистанционной индикации // *Водн. ресурсы.*—1976.—5, № 6.—С. 121—126.

Виноградов Б. В. Аэрокосмический мониторинг экосистем. — М.: Наука, 1984.—320 с.

Добровольский Г. В., Орлов Д. С., Гришина Л. А. Принципы и задачи почвенного мониторинга // *Почвоведение.*—1983.—№ 11.—С. 8—16.

Долгов И. С., Виноградова Г. Б. Коэффициент отражения влажных почв // *Почвоведение.*—1973.—№ 11.—С. 143—145.

Кондратьев К. Я., Козодеров В. В., Федченко П. П. Аэрокосмические исследования почв и растительности. — Л.: Гидрометеиздат, 1986.—262 с.

Кондратьев К. Я., Козодеров В. В., Федченко П. П. Аэрокосмические методы изучения состояния сельскохозяйственных культур и почв // *Применение методов дистанционной диагностики в сельском хозяйстве.* — Киев: Наук. думка, 1989.—С. 5—16.

Обухов А. И., Орлов Д. С. Спектральная отражательная способность главных типов почв и возможности использования диффузного отражения при почвенных исследованиях // *Почвоведение.*—1964.—№ 2.—С. 83—93.

Толчельников Ю. С. Оптические свойства ландшафта. — Л.: Наука, 1974.—252 с.

Толчельников Ю. С. Природные факторы, влияющие на тон изображения почв распаханых массивов на аэроснимках // *Тр. лаб. аэрометодов АН СССР.*—1960.—9.—С. 101—124.

Allen W. H., Sewell I. I. Remote sensing of follow soil moisture by photography and infrared line scanner // *Trans. Anur. Soc. Agr. Eng.*—1973.—16, N 4.—P. 700—706.

Blachard M. B., Gresly R., Goettelman L. The use of visible, near infrared and thermal infrared remote sensing to study soil moisture // *Proc. 9th Intern. Symp. Remote Sens. — Environ., Ann Arbor, 1974.*—Vol. 1.—P. 693—705.

Bonn F., Cyr L., Anys H., Pesant A. Remote sensing and GIS based regional scale modelling of soil erosion and nonpoint source pollution in cultivated hills landscapes // *Proc. 11th EARSeI Symp. "Eur.: From Sea level to Alpine Peaks, from Iceland to Urals"*, Graz, 3–5 July, 1991. — Boulogne: Billancourt, [1991].—P. 24.

MONITORING OF SOILS WITHIN THE SCOPE OF SPACE RESEARCH OF TESTING AREAS

O. A. Voinov

Investigations of physico-chemical and optical properties of soils in the Southern testing area (Budzhakskaja Steppe, the area between the Prut and the Dniester rivers) allowed us to distinguish five groups of soils with reflectance coefficients (RC) varying from 12.9 to 26.4 per cent. The most significant RC differences between the groups of soils were found in the green (500—540 nm) and red (610—690 nm) ranges of the spectrum, which makes possible classification of soils based on the multispectral and integral panchromatic images.

УДК 6297.7, 519.6

Техническая механика
в ракетно-космических исследованиях:
разработки ИТМ НАН и НКА Украины

В. В. Пилипенко

Институт технічної механіки НАН і НКА України, Дніпропетровськ

Надійшла 15.09.97

Наведено результати комплексних досліджень і розробок Інституту технічної механіки НАН і НКА України в області ракетно-космічних систем. Окреслені напрямки подальшого розвитку технічної механіки при створенні ракет-носіїв та космічних апаратів в рамках концепції Державної космічної програми України.

В Днепропетровске находится единственный в Украине научно-исследовательский институт, который занимается решением широкого круга научных проблем, возникающих при создании ракет-носителей и космических аппаратов — Институт технической механики Национальной академии наук и Национального космического агентства Украины. Институт вырос из небольшого научного подразделения — Сектора проблем технической механики, организованного в 1966 г. по инициативе Михаила Кузьмича Янгеля — главного конструктора ракетно-космических систем. В последующие годы Сектор был преобразован в филиал, а затем — в Днепропетровское отделение Института механики АН Украины (1968 г.), на базе которого при поддержке академиков Б. Е. Патона, В. Ф. Уткина, В. П. Мишина, Б. Н. Петрова, Г. И. Петрова и тогдашнего Президента АН СССР А. П. Александрова, и был в 1980 г. создан Институт технической механики. За этот период научные направления института, заложенные М. К. Янгелем и его соратниками (Н. Ф. Герасютой, В. М. Ковтуненко, И. И. Ивановым, В. И. Моссаковским), а также новые, связанные с научной деятельностью академиков АН Украины В. А. Лазаряна, В. С. Будника и дру-

гих ученых, несколько видоизменились.

В настоящее время к наиболее важным направлениям Института, ориентированным в первую очередь на решение научных проблем ракетно-космической техники, можно отнести исследования в области динамики ракетных двигателей, продольной устойчивости жидкостных ракет-носителей, прочности и надежности ракетных конструкций, динамики наземной транспортировки изделий ракетной техники, аэрогазо- и плазмодинамики, механики управляемого полета. В предлагаемой статье приведен обзор основных результатов выполненных работ и кратко рассмотрены перспективы их дальнейшего развития.

1. ДИНАМИКА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ракетные двигатели. Результатом широкомасштабного и плодотворного сотрудничества между КБ «Южное» и Институтом явилась разработка научно-технических основ нового направления в динамике жидкостных ракет и жидкостных ракетных двигательных установок, связанного с учетом динамики кавитационных явлений в шнекоцентробеж-

ных насосах и использованием эффектов гидродинамической кавитации (Пилипенко и др., 1977); Пилипенко, 1989). Была разработана теория низкочастотных кавитационных автоколебаний в системах питания ЖРД и предложены новые средства их подавления, развита линейная теория продольной устойчивости жидкостных ракет, заложены основы нелинейной теории продольной устойчивости и разработаны принципиально новые способы и средства обеспечения продольной устойчивости РН, предложена новая технология кавитационной импульсной гидроабразивной обработки металлических поверхностей, в первую очередь — ракетных конструкций (Пилипенко, 1989).

Особых успехов ученые института достигли в решении таких важных проблем, как обеспечение динамической совместимости жидкостного ракетного двигателя с конструкцией корпуса ракеты (Пилипенко, Задонцев, 1976). Если эту проблему не решить своевременно, то при первых же летно-конструкторских испытаниях ракеты с работающими двигателями возникают низкочастотные колебания упругого корпуса ракеты в направлении продольной оси, которые могут достичь опасных пределов, что делает невозможной нормальную эксплуатацию ракеты-носителя. С этой проблемой неизбежно сталкивались разработчики больших жидкостных ракет-носителей во всем мире — в бывшем СССР при разработке ракет-носителей «Восток», «Протон», «Зенит», «Энергия»; в США — при разработке ракет-носителей «Титан-2», «Сатурн-5», «Спейс-Шатл»; во Франции — при разработке РН «Диамант-В», «Европа», «Ариан-4», «Ариан-5», а также в Китае и в Японии. Ученые института внесли значительный вклад как в развитие теории, так и в разработку принципиально новых средств и способов обеспечения динамической совместимости двигателя с корпусом ракеты.

Разработка теории кавитационных колебаний в системах питания ЖРД. В 1960-е годы обнаружилась новая «болезнь» жидкостных ракетных двигателей — низкочастотные автоколебания давлений и расходов, обусловленные, как было выяснено, кавитацией в высокооборотных шнекоцентробежных насосах ЖРД.

Разработка и развитие теории кавитационных колебаний в системах питания ЖРД прошла ряд этапов и включала обширные экспериментальные исследования кавитационных автоколебаний в условиях автономных испытаний натуральных шнекоцентробежных насосов ЖРД (Пилипенко, 1976а, 1976б, 1977).

На первом этапе были разработаны гидродинамические линейные квазистационарные модели кавитационных колебаний для режимов без обратных токов.

Экспериментально были впервые получены области существования автоколебаний в плоскости режимных параметров насоса, исследовано влияние конструктивных параметров осевых шнековых преднасосов, а также конструктивных и режимных параметров насосной системы на частоты, амплитуды и формы кавитационных автоколебаний на режимах без обратных токов и с обратными токами на входе в насос. Было показано, что к выбору конструктивных параметров шнека следует подходить не только с точки зрения обеспечения бескавитационных условий работы центробежного колеса, но и с точки зрения обеспечения устойчивости насосной системы питания по отношению к кавитационным колебаниям. Впервые были экспериментально исследованы развитые кавитационные автоколебания на режимах с интенсивными обратными токами, когда периодически напор шнекового преднасоса двигателя уменьшался до давления насыщенных паров жидкости.

Были предложены новые конструкции осевых шнековых преднасосов, эффективно подавляющие кавитационные автоколебания в широком диапазоне изменения его режимных параметров при сохранении приемлемых антикавитационных свойств насоса.

Были разработаны новые быстродействующие датчики расхода жидкости (воды, компонентов топлива) различных типоразмеров, позволяющие проводить измерения колебаний расходов жидкости на входе и выходе из насоса в низкочастотном диапазоне.

Были разработаны приближенные нелинейные модели для расчета кавитационных автоколебаний в насосной системе, установлены сильные нелинейности системы — в первую очередь зависимость объема кавитационной полости от давления и расхода на входе в насос (Пилипенко, 1979, 1980).

Следующим важным этапом разработки теории кавитационных колебаний было решение задачи кавитационного обтекания решетки пластин в неустановившемся режиме, что позволило отказаться от гипотезы квазистационарности и получить ключевое в рассматриваемой теории уравнение динамики кавитационных каверн, расположенных в межлопастных каналах шнека (позже аналогичное уравнение было получено и для режимов с обратными токами, когда кавитационные каверны образуются и в вихревой зоне перед шнековым преднасосом).

Усовершенствованная таким образом теория впервые позволила согласовать расчетные и экспериментальные границы области устойчивости систем «питающий трубопровод — насос», питающий трубопровод-двигатель в плоскости режимных параметров системы (Пилипенко, 1980).

Развитие линейной теории продольной устойчивости жидкостных РН. Использование линейных динамических моделей кавитирующего шнекоцентробежного насоса ЖРД позволило согласовать расчетные динамические характеристики насоса (в частности, входной импеданс, коэффициент усиления насоса по давлению) с экспериментальными на различных режимах работы насоса. Указанные экспериментальные данные были получены впервые при частотных испытаниях натуральных шнекоцентробежных насосов ЖРД различной производительности с непосредственным измерением колебаний расхода на входе в насос быстродействующим датчиком. Было установлено, что учет кавитации в насосах приводит к качественному изменению вида их динамических характеристик. Это, в свою очередь, приводит к качественным изменениям вида динамических характеристик двигателя в целом по каналу продольной устойчивости. Были разработаны методики расчета динамических характеристик ЖРД по каналу продольной устойчивости с учетом кавитации в насосах, позволившие согласовать расчетные характеристики с экспериментальными.

Это позволило развить линейную теорию продольной устойчивости жидкостных ракет-носителей, повысить точность и достоверность прогноза продольной устойчивости жидкостных ракет (Пилипенко, 1981а).

Впервые теоретически были проанализированы ситуации потери продольной устойчивости ракеты с газожидкостным демпфером продольных колебаний из-за сближения частоты первого тона колебаний упругого корпуса ракеты и второго тона колебаний жидкости в питающей магистрали с кавитирующим насосом, которая близка к собственной частоте колебаний жидкости на участке питающей магистрали от демпфера до входа в двигатель. Этот анализ показал, в частности, важность выбора места установки газожидкостного демпфера продольных колебаний.

Были обоснованы новые возможности обеспечения продольной устойчивости жидкостных ракет-носителей, не требующие установки специальных демпферов продольных колебаний, например, за счет выбора параметров и изменения конструкций шнековых преднасосов.

Разработаны основы теории и проектирования принципиально новых перспективных классов демпферов продольных колебаний жидкостных ракет — гидродинамических, включая малорасходные, и термодинамических. Такие демпферы не содержат подвижных частей, имеют лучшие по сравнению с газожидкостными демпферами характеристики, повышают эксплуатационную надежность ракет. Теоретические результаты определения статических и динамических характеристик указанных демпферов

подтверждены экспериментально.

Разработки нелинейной теории продольных колебаний жидкостной ракеты. В настоящее время в инженерной практике наибольшее распространение получил линейный анализ продольной устойчивости, который принципиально не может дать ответ о величинах амплитуд продольных колебаний корпуса ракеты. В то же время именно значение возможных величин амплитуд продольных колебаний должно служить базой для принятия решений о специальных мерах по обеспечению устойчивости в случае, если амплитуда превышает безопасный уровень (Пилипенко, 1981б).

Разработка нелинейной теории продольных колебаний связана в первую очередь с изучением нелинейностей звеньев контура корпус ракеты — ЖРДУ и их влияния на ограничения величины амплитуд (Пилипенко и др., 1983).

Анализ данных летно-конструкторских испытаний различных ракет с ЖРД показал, что при продольных колебаниях в основном только амплитуды колебаний давления на входе в двигатель соизмеримы со своими средними значениями. Это дает основание считать, что при продольных колебаниях наиболее существенными являются нелинейности ЖРД и, в первую очередь, связанные с кавитационными явлениями в насосах. Учет этих нелинейностей, а также учет конечных по величине начальных и последующих возмущений, ограниченности интервала времени работы двигателей, переменности во времени параметров ракеты дает возможность получить ответ о величинах амплитуд продольных колебаний, т. е. решить задачу о технической устойчивости ракеты (Пилипенко, 1985, 1986; Пилипенко, Кваша, 1991; Pilipenko et al., 1992).

Разработана методика определения амплитуд продольных колебаний корпуса путем численного интегрирования нелинейной нестационарной системы и показано, что сильными нелинейностями, ограничивающими амплитуду продольных колебаний, являются нелинейные зависимости объема кавитационной полости от давления и расхода на входе в насос и нелинейные зависимости напоров насоса от объема кавитационной полости.

Разработана методика определения амплитуд продольных автоколебаний в системе корпус ракеты — ЖРДУ с «замороженными» коэффициентами, основанная на гармонической линеаризации уравнения давления на входе в кавитирующий шнекоцентробежный насос. Показано, что определенные таким образом амплитуды колебаний могут служить верхней оценкой амплитуд продольных колебаний нестационарной системы.

Разработана методика расчета переходных процессов и установившихся движений в системе кор-

пус ракеты — ЖРДУ, основанная на методах усреднения, гармонического баланса и продолжения по параметру.

Следует отметить, что первоначальные разработки нелинейной теории продольных колебаний выполнены при условии, что система питания ЖРД устойчива по отношению к кавитационным колебаниям. Проблема взаимодействия упругого корпуса ракеты с неустойчивой ЖРДУ потребовала исследования взаимодействия продольных колебаний корпуса ракеты с кавитационными автоколебаниями в системе питания ЖРД; показано, что кавитационные автоколебания могут как усиливать, так и ослаблять колебания корпуса ракеты.

Разработана методика и выполнено численное моделирование запуска маршевой двигательной установки жидкостной ракеты в условиях минометного старта с учетом кавитации в шнековых преддвухсосах ЖРД.

Результаты численного моделирования показали, что для нормального запуска двигателя в условиях минометного старта не требуется установка специального демпфирующего устройства в длинной питающей магистрали.

Разработанные эффективные методы линейного и нелинейного анализа продольных колебаний и принципиально новые средства подавления кавитационных автоколебаний в системах питания ЖРД и продольных колебаний корпуса РН были использованы на различных этапах создания ряда РН разработки ГКБ «Южное», в том числе на РН «Зенит» (Pilipenko et al., 1992a, b; Pilipenko, 1993; Пилипенко, Семенов, 1994; Пилипенко, Момот, 1995).

Управление сверхзвуковыми газовыми потоками в соплах ракетных двигателей. Крупная проблема ракетного двигателестроения, успешно решенная в институте как в теоретическом, так и в экспериментальном плане, связана с управлением сверхзвуковым высокотемпературным газовым потоком в сопле ракетного двигателя с целью регулирования тяги двигателя по величине и направлению, необходимых для управления ракетой в полете (Коваленко, 1992, Коваленко и др., 1993). Газодинамическое управление потоком в реактивном сопле позволяет с высокой эффективностью регулировать величину и направление вектора тяги. Уже первые результаты исследований управления сверхзвуковым потоком, путем его возмущения, проведенные в 1960-е годы, показали, что его использование позволяет расширить функциональные возможности двигателя, повысить энерго-массовые, габаритные и эксплуатационные характеристики летательных аппаратов.

Новые идеи по организации управления газовым потоком оказались плодотворными при разработке

не только органов управления вектором тяги сопла, но и при разработке принципиально новых конфигураций профиля его сверхзвуковой части. После отработки в реальных условиях ряд из них был применен на серийно выпускаемых жидкостных и твердотопливных ракетных двигателях. В частности, на ЖРД разработки КБ «Южное» 15Д12 и последующих его модификациях была установлена система управления вектором тяги, основанная на возмущении сверхзвукового потока в сопле вдувом восстановительного генераторного газа, отбираемого за турбиной турбонасосного агрегата двигателя, не имеющая аналогов в ракетном двигателестроении. Также впервые в мировой практике создания твердотопливных ракетных двигателей на РДТТ типа ЗД65 разработки КБ «Южное» была установлена безгазовая система вдува камерного газа в сверхзвуковую часть сопла для управления по всем каналам стабилизации ракеты. В процессе отработки различных модификаций этого двигателя были предложены различные средства улучшения характеристик системы вдува, в частности:

- «мягкая» посадка клапана регулятора расхода вдуваемого газа, исключая непроизводительное расходование топлива;
- газодинамические средства теплозащиты особо-теплонапряженных элементов регулятора расхода вдуваемого газа, повышающие надежность системы вдува в составе двигателя, работающего на топливе с повышенной эффективностью;
- импульсные устройства фиксации управляющих усилий, исключая ограничения по использованию системы вдува для решения задач управления нового поколения ракет.

На газореактивной двигательной установке было применено исследованное в институте кольцевое сопло, позволившее повысить удельный импульс и расширить возможности регулирования вектора тяги. Были разработаны и успешно прошли испытания в составе модельных и серийных ЖРД и РДТТ новые типы органов газодинамического управления вектором тяги посредством выдвижения в сверхзвуковой поток твердого препятствия с инжекцией через него жидкости, в частности компонентов жидких топлив, а также новые формы сверхзвуковой части сопла, спрофилированные не по линиям тока.

2. АЭРОГАЗО- И ПЛАЗМОДИНАМИКА

Процессы взаимодействия объектов ракетно-космической техники (ОРКТ) во время их полета с окружающей средой достаточно сложны и проблема их математического и физического моделирования

возникла уже на начальном этапе развития космонавтики. Работы по аэродинамическому обеспечению проектно-конструкторских разработок ОРКТ в Институте развивались по следующим научным направлениям.

Аэрогазодинамика в плотных слоях атмосферы. Теоретические исследования были направлены на разработку методологии численного решения задач сверх- и гиперзвуковой аэрогазодинамики объектов РКТ, которая объединяет вполне определенную технологию создания комплексов программ, разработку технологичных для машинной реализации алгоритмов, дающих возможность повышения эффективности численного моделирования — сокращения сроков разработки программ, уменьшения затрат времени ЭВМ, расширения ассортимента задач и т. д. Рассмотрен комплекс задач, которые решены в приближениях невязкого газа, пограничного слоя, вязкого взаимодействия, тонкого и полного вязких ударных слоев, а также задач расчета отрывных и струйных течений, задач обтекания тел запыленным газом, с учетом термохимического разрушения поверхности и других физических, физико-химических и газодинамических процессов (Тимошенко, 1987; Тимошенко, Лиманский, 1985).

Разработаны методики повышения оперативности расчета сверхзвукового обтекания спускаемых аппаратов, что позволяет сократить время проведения расчетов в три, пять и больше раз, что особенно важно для многосерийных проектных расчетов на ранней стадии проектирования.

Разработана методика и алгоритмы расчета обтекания осесимметричных тел в режиме вязкого взаимодействия и вязкого ударного слоя.

Разработано методическое и программное обеспечение расчета гиперзвукового обтекания тел в условиях термохимического разрушения теплозащитного покрытия (ТЗП) их поверхности и выяснены основные особенности влияния разрушения ТЗП на обтекание ЛА типовых форм. В отличие от известных работ, в которых термохимическое разрушение поверхности тела изучается с целью определения тепловых потоков и массы унесенного ТЗП, изучены вопросы взаимного влияния термохимического разрушения и вязкого взаимодействия и влияния этих процессов на аэродинамическое сопротивление ЛА. В частности, показано, что в зависимости от определенных обстоятельств вдув продуктов термохимического разрушения ТЗП в пограничный слой может привести как к уменьшению, так и к увеличению аэродинамического сопротивления, и выяснен механизм этого явления.

Предложены алгоритмы численного конечно-разностного расчета сверхзвукового пространственного обтекания тел потоком газа с пылевыми частицами и проведены систематические численные исследо-

вания влияния межфазного взаимодействия на силовое и тепловое воздействие запыленного потока на тела типовой формы.

Разработана методика расчета параметров в трехмерной отрывной области в торцевой части ракеты с работающим двигателем. Эта методика дает возможность учитывать влияние угла атаки ракеты и угла отклонения сопла двигателя на уровень донного давления.

Для ракет-носителей разработаны методы расчета сверхзвукового обтекания корпусов, органов управления, стабилизации и крыльев.

С помощью разработанного методического, алгоритмического и программного обеспечения получен ряд новых результатов, которые нашли применение при разработке ОРКТ различного назначения.

Динамика разреженного газа. Исследования проводятся по направлениям:

- разработка и создание численных методов, алгоритмов и программных средств для проведения исследований аэродинамических, тепловых, фотометрических характеристик и процессов массопереноса в окрестности орбитальных и спускаемых космических аппаратов методами математического моделирования;
- физическое моделирование условий полета и экспериментальные исследования особенностей взаимодействия сверхзвуковых нейтральных потоков разреженного газа с обтекаемыми поверхностями, проведение комплексных испытаний и калибровка бортовых измерительных систем и аппаратуры;
- участие в разработке, постановке и реализации натуральных экспериментов по исследованию аэродинамических характеристик и параметров собственной внешней атмосферы КА.

При проведении теоретических исследований на основе совместного применения регулярных методов и методов прямого статистического моделирования разработана комплексная методика и создано программное обеспечение для расчета аэродинамических характеристик КА в свободномолекулярном и близком к нему режимам обтекания. Предложены способы уменьшения статистических погрешностей и экономии ресурсных затрат ЭВМ при численном моделировании рассмотренных процессов (Басс, 1978, 1980). Разработаны эффективные численные алгоритмы, позволяющие учитывать молекулярный состав верхней атмосферы Земли, исследована адекватность постановки граничных условий на обтекаемых поверхностях. Разработана методика учета взаимного экранирования элементов конструкции орбитальных и спускаемых КА. Проведенные исследования позволили установить необходимый компромисс между временем и точностью

вычислений соответствующих параметров (Басс, 1980; Bass, 1990, 1991).

На базе использования теории «локального взаимодействия», регулярных методов и методов Монте-Карло разработаны новые численные алгоритмы для определения аэродинамических характеристик КА сложной формы, включая и многофазовые КА, в различных режимах движения. Большая часть разработанных методик вошла в состав первого в СССР «Руководства для конструкторов по аэродинамике и теплообмену изделий РКТ в верхних слоях атмосферы Земли», созданного в 1982 году вместе с представителями ведущих научно-исследовательских и проектных организаций (ЦНИИ-МАШ, ЦАГИ, НПО «Энергия», КБ «Южное», ЦКБМ и др.).

Решен комплекс задач по аэрогазодинамическому обеспечению международного проекта «Венера-Галлей». Впервые в расчетной практике исследованы газодинамические особенности гиперзвукового ($V \approx 80$ км/с) обтекания КА газопылевым потоком при одновременном воздействии солнечной радиации (Rijov et al., 1982; Басс и др., 1984, 1986). Выполненные исследования были использованы при выборе траектории полета КА в коме кометы Галлея, режимов работы систем ориентации и стабилизации, а также для обеспечения тепловой защиты и надежного функционирования комплекса научной аппаратуры.

Сформулированы физическая и математическая модели и создано программное обеспечение (модуль «Массоперенос») для решения трехмерных задач исследования процессов массопереноса, ответственных за формирование собственной внешней атмосферы КА сложной формы (Басс, Бразинский, 1988; Басс, 1986). Программный модуль «Массоперенос» включен в пакет прикладных программ «Высота-2» (Абрамовская и др., 1990), созданный в 1990 г. авторским коллективом с участием представителей ЦАГИ, ИТПМ СО РАН, ИТМ НАН Украины, НПО «Энергия», Московского авиационного института, ВЦ РАН, НПО «Молния» и внедренный во многих конструкторских и проектных организациях, которые занимаются разработкой и созданием ракетно-космической техники.

Выполнены численные, экспериментальные и натурные исследования газового компонента собственной внешней атмосферы КА «Космос-1643» и «Космос-2007», в ходе которых выявлена корреляция ее параметров с вариациями среднего состава верхней атмосферы Земли, обусловленными разницей в гелиофизических условиях функционирования этих аппаратов (Басс и др., 1994).

Результаты численных, экспериментальных и натурных исследований динамики собственной внешней атмосферы были использованы при проектиро-

вании КА различного назначения для предотвращения повреждающего воздействия продуктов загрязнения на работу бортовых оптических систем и аппаратуры (Басс и др., 1987, 1994).

Возросшие требования к аэродинамическому обеспечению конструкторских разработок и эксплуатации КА стимулировали развитие и создание в институте современной экспериментальной базы. В 1988 г. при непосредственной финансовой поддержке НПО «Энергия» и КБ «Южное» была введена в эксплуатацию вакуумная аэродинамическая установка (ВАУ-2М) с системой криогенной откачки, не уступающая по своим параметрам лучшим зарубежным установкам замкнутого типа, работающим по рефрижераторному циклу. На данной установке получен ряд новых результатов по определению коэффициентов обмена импульсом и индикатрис рассеяния сверхзвуковых нейтральных потоков со скоростями 6—9 км/с на основных конструктивных материалах внешних покрытий КА, которые внедрены в НПО «Энергия», КБ «Южное», НПО им. С. А. Лавочкина, ЦСКБ и других организациях, занимающихся разработкой и созданием РКТ. Предложен способ и впервые измерены эффективные сечения рассеяния атомов аргона на атомах инертных газов в диапазоне энергий взаимодействия 7—17 эВ (Абрамовская и др., 1988), которые входят в число фундаментальных физических констант межмолекулярного взаимодействия. Получены новые численные и экспериментальные результаты решения прямых и обратных задач взаимодействия потока разреженного газа с обтекаемыми поверхностями и дана интерпретация данных о торможении КА различной формы в верхних слоях атмосферы Земли.

На основе совместного решения ИТМ НАН Украины, ЦСКБ, НТЦ «Наука» (г. Самара) и НИИ-ВЦ «Космос» (г. Москва), с помощью пассивных искусственных объектов наблюдения (ПИОН), выведенных на орбиту в составе КА «Ресурс-Ф» и отделенных от них попарно 25.05.89, 18.07.89 и 01.08.92, 02.08.92 г., был реализован уникальный космический эксперимент. Получены новые данные о поведении аэродинамических характеристик КА сферической формы и вариациях плотности атмосферы для различных условий солнечной активности (Басс, Тарасов, 1990). В результате проведенных экспериментов выданы рекомендации по уточнению баллистических коэффициентов космических объектов, которые используются средствами контроля космического пространства как эталонные отражатели. Конструкционные материалы внешних покрытий ПИОН были выбраны на основе анализа результатов экспериментов, выполненных на установке ВАУ-2М.

Существующая физическая аналогия между про-

цессами молекулярного и радиационного переноса в вакууме позволила адаптировать разработанное математическое и программное обеспечение применительно и к решению актуальных задач лучистого теплообмена, космической баллистики, спутниковой фотометрии. Выполнены комплексные исследования радиационных тепловых потоков к элементам конструкций сложной формы (Басс и др., 1987), фотометрических характеристик КА, а также исследования возмущений, действующих со стороны сил негравитационного происхождения на КА глобальных навигационных систем. Предложен точный численный алгоритм для определения теневых и полутеневых участков орбит (Басс, 1990; Басс, Татевян, 1990).

Исследования по плазмодинамике космических аппаратов охватывают широкий круг процессов, эффектов и явлений, проявляющихся в возмущенной телом окружающей среде, электризации наружных поверхностей, формировании собственной внешней атмосферы и торможении тел, взаимодействии КА с корпускулярными потоками, электромагнитными полями и излучением в широком энергетическом и частотном диапазонах.

Разработаны методы, средства и принципы моделирования и имитации среды на орбите с учетом условий и режимов движения, разработана концепция многокритериального подобия и сформулированы критериальные соотношения для различных видов электроплазмогазодинамического взаимодействия КА и их систем с ионосферой и магнитосферой. Разработан и создан плазмодинамический стенд, системы которого моделируют и имитируют условия взаимодействия КА с окружающей средой (Шувалов, 1995).

Стенд сочетает свойства плазменной газодинамической трубы и вакуумной безэховой камеры с коэффициентом безэховости ≈ 60 дБ, системы и средства которого моделируют и имитируют в замкнутом объеме в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы процессы и явления, протекающие в неограниченном пространстве при движении КА в ионосфере и магнитосфере, включая и облучение их электромагнитным излучением, генерируемым орбитальными или наземными радиолокационными станциями обнаружения и распознавания.

На стенде воспроизводятся (для низкоорбитальных КА):

- плазмодинамическое взаимодействие с окружающей средой и космическим пространством (обтекание КА сверхзвуковыми потоками плазмы, распределение потенциалов электрических и магнитных полей, заряженных частиц у поверхностей элементов конструкций);
- динамическое взаимодействие КА с окружающей средой (силовое и тепловое воздействие

потоков плазмы, излучения на материалы наружных поверхностей);

- воздействие микрометеоритов и пылевых образований на материалы элементов конструкций на орбите;
- рассеяние электромагнитных волн радиолокационного диапазона поверхностью КА и струями, инжектируемыми бортовыми ЭРД (искажение радиолокационных характеристик и фиктивное уменьшение КА за счет активных физико-химических и плазменных воздействий на околообъектовую среду);
- деградация материалов и элементов конструкций при длительном (до 10 лет) воздействии потоков атомарного кислорода со скоростями 8—10 км/с, солнечного ультрафиолета и других факторов при комбинированном или последовательном воздействии;
- электрическая стойкость высоковольтных панелей солнечных батарей к воздействию потоков ионосферной плазмы и струй ЭРД.

Для высокоорбитальных КА на геостационарных, высокоэллиптических, высокоширотных и геоплярных орбитах воспроизводятся:

- высоковольтная дифференциальная электризация, электрорадиационное воздействие космической среды на аппарат (процессы накопления, нейтрализация зарядов, зарядно-разрядные импульсы, пробой и т. п.);
- электрорадиационная стойкость, совместимость, эмиссионные свойства, электризуемость материалов внешних поверхностей конструктивных материалов;
- воздействие плазменных струй ЭРД на панели СБ, антенны, электромагнитная совместимость с бортовой аппаратурой, системами КА;
- пассивная и активная защита КА и их систем от воздействия окружающей среды.

На стенде для моделирования режимов и условий движения КА в ионосферной и магнитосферной плазме применяются сверхзвуковые потоки высокоионизованной плазмы с изменяемой степенью ионизации.

Методами численного и физического моделирования выявлены закономерности и механизм формирования и структура возмущенной зоны при плоском и осесимметричном обтекании электродинамически больших КА и их систем при $R/\lambda_d \geq 10^2$ (R — характерный размер КА, λ_d — радиус Дебая плазмы) в ионосфере (Шувалов, 1979, 1980).

Изучен комплекс параметров и выявлены закономерности магнитогазо- и термодинамического взаимодействия фрагментов химически чистых и конструктивных материалов наружных поверхностей КА с ионами сверхзвуковых потоков плазмы (Шувалов, 1983, 1984, 1987; Губин, Шувалов,

1991; Резниченко, Шувалов, 1989).

Изучены электрофизические характеристики, защитные свойства, электризационная стойкость и безопасность конструкционных материалов и покрытий материалов внешних поверхностей КА относительно плазмoeлектрорадиационного воздействия окружающей среды в магнитосфере (Shuvalov et al., 1992).

Выявлены противорадиолокационные свойства, эффекты и механизмы влияния искусственных плазменных образований и струй, инжектируемых с борта КА в ионосфере ЭРД, на процессы дифракции и рассеяния электромагнитных волн радиолокационного диапазона. Благодаря выявленным эффектам и явлениям рефракции и угловой интерференционной модуляции электромагнитных волн (Шувалов и др., 1982; Шувалов, 1995) теоретически и экспериментально обоснована эффективность уменьшения заметностей и значительного искажения радиолокационных характеристик КА.

Создан бортовой многоэлектродный инверсно-магнетронный преобразователь плотности для диагностики околообъектовой среды и контроля параметров ионосферной плазмы (Гадион и др., 1989). Разработана технология и создан автономный блок технологической аппаратуры плазмохимической очистки и восстановления прозрачности диэлектрических поверхностей и материалов объективов телекамер, оптических систем КА на орбите (патент РФ, 1994).

Создана бортовая система активной ионно-плазменной защиты КА от последствий высоковольтной дифференциальной электризации высокоорбитальных КА (Shuvalov, 1993).

Разработанные методы и средства обеспечивают нужды практики проектирования и эксплуатации КА в области плазмодинамики.

3. ПРОЧНОСТЬ И НАДЕЖНОСТЬ

Для объектов ракетно-космической техники, элементами которых являются оболочки, стержни и пластины, наиболее характерны локальные нагружения и контактные взаимодействия. Обеспечение работоспособности подобных конструкций при локальных нагрузках, контактных взаимодействиях и других видах сложного нагружения связано с решением комплекса специфических задач прочности и надежности.

Деформирование и несущая способность оболочечно-стержневых конструкций. Контактные взаимодействия, разнообразные локальные нагружения возникают при разных видах эксплуатации: при воздействии ударных волн различной физической природы, ударных и локальных нагружениях,

транспортировке, хранении, технологических операциях изготовления и т. д. При сложных программах нагружения в конструкциях возникают необратимые деформации. Возникающие при этом задачи прочности можно отнести к наиболее сложным, поскольку наряду с нерегулярностью строения КА (сложная форма, подкрепления, отверстия и др.) для таких конструкций характерны и неоднородные распределения напряжений и деформаций. Интенсивные воздействия, а также особенности деформирования некоторых применяемых материалов (например, алюминиевых сплавов, композитов), приводят к появлению пластических деформаций. В тонкостенных конструкциях возникают большие перемещения. Известна значительная сложность расчета на прочность таких нелинейных систем. При этом важно не только определить напряженно-деформированное состояние, сравнивая напряжения и деформации с допустимыми, но и, поэтапно увеличивая нагрузку, проследить поведение конструкций вплоть до достижения предельной нагрузки, при которой конструкция перестает выдерживать нагрузку и разрушается. Это определяет несущую способность конструкции и при этом обязательно следует учитывать пластические свойства материала, ползучесть, геометрическую нелинейность.

В процессе нагружения в конструкции появляются поля несовершенств формы и остаточных напряжений (эти факторы могут появляться и при технологических операциях изготовления). Может произойти нарушение сплошности конструкций: возникновение трещин или отверстий. Появление несовершенств формы различной конфигурации (особенно нерегулярной структуры) и остаточных напряжений существенно усложняет задачи напряженно-деформированного состояния и критических состояний (устойчивость, предельные нагрузки) оболочечно-стержневых систем. Большие возможности для решения таких задач открывает метод последовательных нагружений, суть которого заключается в поэтапном нагружении и прослеживании реакции конструкции на это нагружение. Расчеты проводятся вплоть до достижения предельных нагрузок. В процессе расчета могут быть определены и критические бифуркационные нагрузки.

Большой цикл задач для конструкций ракетно-космической техники связан с контактными взаимодействиями элементов конструкций (взаимодействие элементов между собой, например, оболочки со шпангоутом, стрингером или ферменной конструкцией, с основаниями, обладающими различными свойствами, и др.).

Проведенные исследования включают:
— решение задач деформирования и несущей способности неоднородных оболочечно-стержневых

конструкций с учетом пластичности и ползучести;

- разработку эффективных алгоритмов расчета и программного обеспечения на ЭВМ;
- проведение значительного цикла уникальных экспериментальных исследований.

К наиболее важным теоретическим работам можно отнести:

- исследования напряженно-деформированного состояния элементов оболочечно-стержневых конструкций при различных локальных нагрузках;
- контактные задачи для оболочечно-стержневых систем, взаимодействующих с основаниями, обладающими различными свойствами;
- анализ несущей способности оболочечно-стержневых конструкций на основе модели идеально-пластического тела при локальном и комбинированном нагружении с применением методов теории предельного равновесия;
- исследования влияния сложных программ нагружения на бифуркационные и предельные нагрузки оболочечных систем (на основе теории течения с анизотропным — кинематически-трансляционным упрочнением);
- анализ устойчивости оболочечных систем в условиях ползучести, в том числе с учетом мгновенных пластических деформаций, полученных при различных программах нагружения;
- деформирование и предельные нагрузки упругопластических оболочечных систем с регулярными и нерегулярными полями несовершенств формы;
- критические нагрузки стержней, пластин и оболочек с остаточными напряжениями, полученными объектами космической техники при их изготовлении, обработке и эксплуатации;
- предельные нагрузки упругопластических оболочек, подкрепленных кольцевыми ребрами жесткости.

Теоретические исследования сопровождались постановкой экспериментов на моделях гладких и подкрепленных оболочек. Разработанные и изготовленные в институте специальные экспериментальные установки, часть которых защищена авторскими свидетельствами, являются уникальными.

Результаты проведенных исследований отражены в ряде монографий (Гудрамович, 1988; Моссаковский и др., 1987; Гудрамович и др., 1984; Гудрамович, Деменков, 1991; Гудрамович и др., 1990).

Исследование надежности объектов космической техники при их проектировании, обработке, изготовлении и эксплуатации. Разработаны комплексные методы расчета и подтверждения показателей безотказности и долговечности систем космической техники на этапах проектирования, обра-

ботки, изготовления и эксплуатации. Методическую основу разработанных методов оценки надежности составляют параметрические модели «нагрузка — прочность», в которых функции работоспособности описываются случайными процессами. Обоснованы нижняя и верхняя оценки вероятности пребывания случайных процессов в заданной области, которые позволяют с достаточной для инженерных расчетов точностью производить оценку вероятности безотказной работы (Переверзев, 1987; Переверзев и др., 1992). Исходными данными для расчетов служит функция распределения ординаты процесса и среднее число выбросов процесса из допустимой области. Решением вариационной задачи установлен вид спектральной плотности случайного процесса, для которой при заданных ограничениях среднее число выбросов максимально.

Предложены способы определения среднего числа выбросов по реализациям случайного процесса, не требующие знания корреляционной функции процесса. Установлены соотношения для оценки вероятности пребывания в заданной области процессов, полученных после функционального преобразования гауссовских процессов. Обоснованы соотношения для оценки вероятности пребывания в заданной области гауссовских нестационарных процессов, допускающих представление в виде суммы и произведения некоторых функций. Разработаны методики определения вероятности пребывания векторных гауссовских процессов большой размерности в многомерном параллелепипеде. Предложены методики оптимизации норм надежности по различным критериям эффективности, которые в ряде случаев позволяют снизить и массу конструкции. Разработаны методики оценки долговечности элементов конструкций при случайном нагружении по результатам испытаний на гармоническое нагружение (Переверзев, 1995). Исходными данными для расчетов долговечности служат кривая усталости при гармоническом нагружении, закон распределения ординаты случайного процесса и спектральная плотность процесса. Решением вариационной задачи установлены закон распределения ординаты процесса и вид его спектральной плотности, при которых показатели долговечности достигают экстремальных значений.

При разработке моделей долговечности используются физические представления о механизмах накопления повреждений. На основе синтеза теории случайных процессов и термофлюктуационной теории прочности развита вероятностная модель накопления повреждений, которая позволяет приближенно вычислять характеристики долговечности при статическом нагружении (Переверзев, 1995). Параметры, входящие в зависимости для оценки долговечности, имеют четкий физический смысл, и

большинство из них может быть оценено без проведения испытаний на длительную прочность.

Предложена модель долговечности конструкционных материалов в условиях ползучести, базирующаяся на понятиях теории надежности, термодинамики необратимых процессов и повреждаемости (Пошивалов, 1992). Получены приближенные соотношения для определения среднего времени разрушения и его среднего квадратичного отклонения. Это позволяет расчетным путем оценивать значения коэффициента вариации наработки до отказа, который может быть использован при определении числа и длительности испытаний на надежность.

На основе биномиальной модели отказов разработаны методики определения числа контрольных испытаний на надежность с использованием априорной информации о значении коэффициента вариации наработки на отказ (Переверзев, 1990). Для наиболее часто применяемых законов распределения получены аналитические выражения для определения числа испытаний на надежность в зависимости от кратности резервирования, длительности испытаний и требуемых значений показателей надежности (Переверзев, 1995).

Разработаны методики назначения режимов ускоренных испытаний, которые позволяют значительно сократить число и длительность контрольных испытаний на надежность (Переверзев, 1990, 1995).

Предложен термодинамический критерий эквивалентности форсированного и эксплуатационного режимов нагружения, позволяющих сформулировать условия, при выполнении которых имеют место известные принципы линейного накопления повреждений и равных вероятностей (Переверзев, 1990, 1995).

Предложено соотношение, устанавливающее связь между интенсивностью отказов и скоростью роста энтропии, которое позволяет приближенно рассчитывать вероятность безотказной работы, если известны зависимости для скорости протекания деградационных процессов.

Создана диагностическая система, построенная на основе неразрушающих методов акустической эмиссии, не требующих использования внешнего источника возбуждения и позволяющая выявить наиболее опасные, т. е. развивающиеся, дефекты (Переверзев и др., 1993). Установлены корреляционные связи между параметрами акустической эмиссии и характеристиками структурного повреждения деформируемых материалов (сталей, цветных сплавов, неметаллов, многослойных композитов). Сформулированы критериальные параметры акустической эмиссии, позволяющие определять предельное состояние материалов. На основе множественного регрессионного анализа разработаны

математические алгоритмы прогнозирования прочности металлических и неметаллических материалов.

С целью получения улучшенных физико-механических характеристик материалов выполнен комплекс исследований по возбуждению самоорганизационных процессов в конструкционных материалах при сложном энергетическом воздействии, включающем одновременное использование силовых, тепловых, магнитных и ультразвуковых полей (Переверзев, 1995). Обнаружен эффект сверхупругости в алюминиевомагниевого сплавах (повышение предела текучести на 50 % при неизменной величине пластической деформации).

4. ДИНАМИКА УПРАВЛЯЕМЫХ СИСТЕМ

Как правило, в условиях совместного функционирования работоспособность агрегатов ОРКТ ухудшается. Это связано с появлением дополнительных вибраций, изменением динамики управляемого движения, изменением окружающей среды и т. п. Поэтому для ОРКТ совершенствование методов отработки динамики управляемых систем в условиях, близких к реальным, является одной из актуальных задач. Исследования в области динамики и технической устойчивости управляемого движения ракет в институте развивались по следующим направлениям.

Прогнозирование нагруженности нелинейных механических систем переменной структуры. Разработаны эффективные методики расчета динамики и напряженно-деформированного состояния машиностроительных конструкций, представляющих собой сложные стержневые, пластинчато- и оболочечностержневые системы, в том числе содержащие жидкость, и работающих в условиях как допускаемых, так и сверхнормативных нагружений (Демин и др., 1995; Богомаз и др., 1991а). При этом предусмотрена возможность исследования динамики старта РН КА с открытых наземных или плавучих пусковых установок.

При исследовании нагруженности элементов РН и КА на участке старта учтены возможность изменения структуры системы и появления нелинейностей типа зазор, а также особенности взаимодействия РН с пусковой установкой. В процессе решения определяются перемещения, скорости, ускорения и усилия, возникающие в сечениях конструкций при старте, распределение указанных величин по длине системы в характерные моменты времени, а также экстремальные значения ускорений и усилий. Разработанные математические модели и программное обеспечение были использованы при отработке тех-

нологии старта РН «Зенит» и выборе циклограмм запуска двигателей.

Разработано математическое и программное обеспечение для моделирования на ПЭВМ колебаний и нагруженности жидкостной ракеты-носителя с КА при интенсивных внешних воздействиях, возникающих в процессе старта с самолета-носителя. При этом учитываются: упругость корпуса РН и элементов ее крепления в предстартовом положении, инерция вращения и деформации сдвига поперечных сечений РН, влияние жидкого топлива в упругих баках, нелинейный характер взаимодействия РН с опорными элементами и специфика нагружения РН как конструкции, изменяющей структуру в процессе перехода от закрепленного к свободному на рассматриваемом участке движения состоянию (Богомаз и др., 1995). Для учета подвижности жидкости разработаны математические модели, которые позволяют исследовать не только линейный, но и нелинейный характер колебаний жидкости со свободной поверхностью в баках, являющихся составной частью жидкостных РН и авиационно-космических ракетных комплексов (АКРК). Построена нелинейная модель динамики жидкости в горизонтально расположенном баке, которая дает возможность учесть взаимодействие жидкости с верхней частью емкости, возникающее, например, при разгоне АКРК по взлетной полосе и старте с самолета-носителя.

Разработана методика, позволяющая в результате численного интегрирования дифференциальных уравнений, описывающих переходной режим движения при старте, определять интегральные характеристики нагруженности конструкции (перемещения, усилия, ускорения различных сечений), оценивать их максимальные значения, а также по найденным динамическим нагрузкам проводить анализ напряженно-деформированного состояния (НДС) отдельных несущих элементов РН и КА путем решения методом конечных элементов задачи теории упругости или пластичности.

Разработано испытательное оборудование для определения гидродинамических характеристик емкостей с жидкостью при поступательном движении и вращении тела относительно поперечной или продольной осей (Богомаз и др., 1991б). Испытательные стенды представляют собой платформы с кинематическими приводами, создающими гармонические колебания платформы, вращение емкости относительно вертикальной оси, а также обеспечивающие разгон и последующее торможение. Испытываемые модельные емкости изготавливаются, как правило, из оргстекла, что позволяет вести визуальные наблюдения и эффективно применять кинофотоизмерения.

Разработан датчик колебаний поверхности жид-

кости потенциометрического типа с линейной характеристикой в широком диапазоне амплитуд, обработка получаемой информации производится с использованием аналого-цифрового измерительного комплекса и ПЭВМ. Получен ряд практически важных результатов по демпфированию колебаний жидкости в емкостях сложной конфигурации с различными внутриваковыми устройствами, распределению давлений на стенках емкостей при импульсных возбуждениях, частотам и декрементам колебаний жидкости во вращающихся относительно вертикальной оси емкостях, процессам успокоения датчиков расхода жидкости.

Обеспечение надежности и безопасности железнодорожной транспортировки конструкций РКТ. Разработаны методики оценки нагруженности элементов ОРКТ при ее транспортировке по железной дороге (Демин и др., 1984). На основе методов численного интегрирования определяются динамические характеристики в точках взаимодействия конструкции объекта и кузова экипажа. Созданы модели детерминированных, стационарных и нестационарных случайных возмущающих воздействий и модели, учитывающие характеристики деформируемого пути. Разработаны также методы расчета в частотной и временной областях, реализующие их алгоритмы и программные комплексы для прогнозирования вибронгруженности ОРКТ при транспортировке.

Созданные пространственные математические модели учитывают нелинейности, имеющие место в системе, в том числе «сухое трение», геометрическое и физическое взаимодействие колеса и рельса, работу автосцепного устройства, неровности рельсовой колеи (Diomin et al., 1994). Это позволяет рассматривать различные режимы движения экипажа: трогание с места, торможение, движение на выбеге, а также аварийные ситуации, вызванные сверхнормативными ударными нагрузками и сходом железнодорожного экипажа с рельсов. Возможность учета реальной геометрии взаимодействующих поверхностей и прогнозирование их износов позволяет дать рекомендации и нормировать нагрузки, определяющие безопасные режимы перевозки ОРКТ. Разработаны рекомендации по совершенствованию конструкций виброзащитных устройств с целью снижения ускорений, воздействующих на перевозимые объекты, внедрение которых позволяет существенно увеличить ресурс безопасных режимов перевозки.

Управление механическими системами. Задачи проектирования принципиально новых конструкций КА вызывают необходимость тщательного изучения характеристик их свободного и управляемого движения. При этом возникают задачи не только оценки ожидаемых характеристик, но также и

разработки методов и средств обеспечения заданных критериев эффективности управляемой системы (Алпатов и др., 1978; Мадатов и др., 1980). Эти в общем традиционные для динамики управляемых механических систем направления исследований имеют ряд особенностей при их применении к задачам обеспечения требуемых динамических характеристик в переходных режимах, а также режимах ориентации для больших космических аппаратов изменяемой конфигурации. Существенной особенностью конструкции таких аппаратов является наличие протяженных панелей, длинных штанг с массами на конце, кинематически изменяемых стержневых систем типа манипуляторов, больших отражающих поверхностей и т. п. Указанные конструктивные элементы заметно влияют на динамические характеристики КА не только за счет тел, вынесенных на большое расстояние от центрального тела, но и за счет возможного изменения его формы возмущающими факторами от тепловой и световой радиации Солнца, а также гравитационными возмущениями (Алпатов и др., 1990а).

Среди актуальных задач, решаемых применительно к большим космическим конструкциям, можно выделить следующие:

- оценку изменения формы аппарата при упругих деформациях протяженных элементов в переходных режимах движения КА (Чернявская, 1987а, б; Белоножка, Тарасов, 1987);
- оценку изменения формы аппарата в различных силовых и тепловых полях в установившихся режимах движения;
- оценку влияния перечисленных выше факторов на точность ориентации КА, а также точность наведения излучателей или приемников;
- разработку методов расчета изменения взаимного расположения заданных точек конструкции и систем аппарата в случаях, требующих точной союстировки этих точек (Ивлев, 1987);
- разработку методов расчета программных движений и динамических характеристик системы КА — полезный груз в различных режимах работы бортового манипулятора (Белоножка и др., 1986; Чернявская, 1987);
- определение параметров переходных и установившихся режимов движения КА в виде совокупности тел, соединенных связями, имеющими различные механические свойства (жесткие, упругие, односторонние и т. п.) (Алпатов, Делямуре, 1987; Алпатов и др., 1990б; Пироженок, 1989, 1990, 1992).

Результаты исследований по данным направлениям были использованы в проектах следующих космических систем:

- геостационарный КА с большой площадью солнечных батарей;

- КА с привязными и отделяемыми телами для юстировки наземных средств слежения;
- МТКК с манипуляционным механизмом для выгрузки и погрузки полезных грузов на орбите;
- КА с разворачиваемой на орбите антенной конструкцией;
- КА с разворачиваемой кольцевой антенной большого диаметра.

Наряду с работами прикладного характера проводятся исследования, имеющие общетеоретическое значение для динамики управляемых КА. Прежде всего здесь следует отметить обширные исследования, посвященные подвижному управлению (Будник и др. 1989; Алпатов, 1993). В качестве одной из задач, приводящих к идее управления такого вида, укажем следующую. С увеличением числа функций, возлагаемых на КА, растет и число систем, потребляющих энергию на реализацию этих функций. Возникает задача оптимального распределения энергии между потребителями при ограниченной мощности или ресурсе источника. Для задач такого рода в достаточно широкой постановке разработаны методы анализа и синтеза подвижного управления. Методы применены к синтезу подвижного управления КА по трем каналам с помощью одного управляющего органа.

Термомеханические деформации больших космических конструкций, обусловленные возмущающим воздействием солнечной радиации, могут приводить к значительным искажениям формы поверхности. Для больших антенн космического базирования или других КА с протяженными элементами это обстоятельство существенно снижает показатели технических характеристик систем. Разработан высокоэффективный метод расчета термомеханических деформаций многоэлементных стержневых конструкций, позволяющий в численной форме по заданному температурному полю рассчитать соответствующее ему поле деформаций с учетом скорости распространения механических взаимодействий элементов конструкции аппарата.

Баллистическое обеспечение полетов РН и КА. Задача определения траектории, обеспечивающей наилучшее использование возможностей ракеты, является одной из основных задач ракетодинамики. Специфика задач оптимизации, возникающих при разработке баллистического обеспечения (БО) различного рода ракетно-космических систем, чрезвычайно многообразна. Современные ракеты-носители, как правило, снабжены специальной ступенью выведения (СВ). С появлением СВ возник ряд качественно новых задач оптимизации траекторий. В частности, одной из них является многоточечная задача оптимального управления со многими промежуточными граничными условиями.

Говоря об особенностях разработки современного БО пусков, необходимо также учитывать возможность коренного изменения основных баллистических характеристик в процессе разработки системы КА — РН. Поэтому вся система БО должна строиться на принципах гибкой системы, которая может быстро перестраиваться с целью оперативного учета непредвиденных изменений и дополнений, касающихся как конструктивных параметров КА, так и критериев эффективности, целей и задач конкретного проекта.

В любом случае, законы управления полетом и наведения ракет тесно связаны и должны вырабатываться одновременно на основе общего критерия качества в процессе решения краевой задачи с промежуточными граничными условиями при скачкообразных изменениях параметров ступени. Решение таких задач в принципе может быть получено методом динамического программирования (МДП). Однако отличие многоточечной задачи оптимизации от традиционной двухточечной задачи не сводится к чисто количественным показателям, но является настолько принципиальным, что потребовало привлечения в проектно-конструкторской практике развитого математического аппарата. Среди многочисленных направлений исследований в области проектирования БО все более заметное место начинают занимать исследования и практические разработки по применению алгебраических методов, ориентированных на достижение радикального сокращения (уплотнения) информации за счет выявления и использования теоретико-групповых свойств симметрии массивов численных данных, получаемых в процессе вычислений МДП. Естественным развитием этого направления является переход от семейства оптимальных траекторий, описывающих движение объекта в некоторых определенных условиях, к полугруппе (диоиду) оптимальных переходов, характеризующей движение объекта в разнообразных условиях (Горбунцов, 1980, 1983). На базе полученных результатов был выполнен комплекс работ (Горбунцов, 1990, 1992; Горбунцов, Оглих, 1993), заложивших принципиальные основы решения многоточечных задач оптимизации траекторий управляемых объектов с использованием диоидных методов и методов комбинаторной теории групп. Особое значение для практической реализации алгебраического подхода имеет то обстоятельство, что современный уровень развития вычислительной техники дает возможность решать теоретико-групповые задачи на ЭВМ. Наряду с разработкой теоретических основ повышения вычислительной эффективности с использованием алгебраических методов, получены оригинальные результаты в области применения ЭВМ для вычислений с полугруппами (Горбунцов, Зару-

бинская, 1985). В последнее время диоидный подход к проектированию дискретно-непрерывных траекторий получил признание и широко обсуждается (Gorbuntsov, 1995).

Приложения разработанной теории не ограничивались многоточечными траекториями и были распространены на задачи оптимизации многоэлементных механических систем с использованием метода суперэлементов (Горбунцов, 1988; Горбунцов, Кандзюба, 1992). Поскольку развитие космической техники приводит к возрастанию роли многоэлементных космических конструкций, то исследования были направлены и на разработку методов численного и качественного анализа динамики механических систем, включающих элементы с нулевыми массо-инерционными характеристиками (Жечев, Хорошилов, 1993; Zhechev, 1995), а также на исследование особенностей управления такого рода системами (Жечев, 1993; Zhechev, 1995).

Неизменно актуальной является также задача разработки методов оптимизации траекторий РН, особенно с нетрадиционными, но перспективными в будущем для конструкторского бюро «Южное» схемами полета, например, с использованием СВ, орбитальных разгонных блоков (ОРБ), осуществлением старта ракеты-носителя с самолета большой грузоподъемности и т. д. Отличительной особенностью СВ и ОРБ является существенно дискретный характер параметров их движения, связанный с многократным включением двигательной установки (ДУ). Решение задачи оптимизации управления движением в гравитационном поле сводится, как известно, к рассмотрению скользящих режимов, которые не дают однозначного решения. Однако, ограничиваясь конечным числом включений и выключений тяги ДУ, можно построить вполне определенное однозначное решение, тем более если представить параметры управления в физически наглядных величинах (Комаров, 1982, 1991, 1993).

Одной из важнейших на сегодняшний день является задача построения наземного автоматизированного комплекса управления КА (НАКУ КА). Традиционная для СССР многопунктная технология управления КА была основана на использовании сети распределенных на значительной территории командно-измерительных пунктов (КИП). Ограниченные территориальные возможности Украины, а также перспективы развития технологии управления КА приводят к однозначному выводу о том, что НАКУ КА Украины должен быть построен на базе однопунктной технологии управления. В настоящее время в ИТМ НАН Украины и КБ «Южное» накоплен значительный опыт решения задач определения орбит КА по результатам внешнетраекторных измерений по однопунктной технологии. Разработанные алгоритмы и программы ис-

пользуются в эксплуатации первого украинского спутника «Сіс-1».

5. СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ТЕНДЕНЦИЙ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В настоящее время в институте значительное внимание уделяется системному анализу тенденций и перспектив развития ракетно-космической техники.

В связи с переходом к рыночной экономике главной задачей ракетно-космической отрасли на ближайшие годы становится обеспечение выхода на национальный и международный рынки с предложениями в области аэрокосмических средств, технологий и услуг. В условиях ограниченного государственного финансирования решение этой задачи позволяет сохранить и развить наиболее перспективную конкурентоспособную часть научно-технического и производственного потенциала за счет привлечения внебюджетных источников финансирования и инвестиций.

Решение поставленной задачи в первую очередь связано с маркетинговыми исследованиями, проведенными по основным видам прикладной космической деятельности: ракетно-космическим транспортным средствам, космическим системам наблюдения Земли, системам спутниковой связи и передачи данных.

Рассмотрены основные положения методологии формирования космической программы с применением современных методов системного анализа, моделирования процессов и принятия решений, информационного обеспечения на основе сетевых технологий. Разработана структура и состав системы моделирования основных направлений космической деятельности — на основе сравнительного анализа проектов, тем, направлений создания отдельных подсистем. Разработана интерактивная модель обеспечения Украины данными дистанционного зондирования Земли. Разработана демонстрационная версия информационно-поисковой системы по основным характеристикам ракет-носителей.

Рассмотрены основные направления научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ Украины в рамках межгосударственной космической программы в областях: научных исследований, передачи информации, дистанционного зондирования Земли, технологической деятельности в космосе, транспортно-космических систем, наземной инфраструктуры, научно-технической, экспериментальной и производственной базы. Разработаны предложения по сохранению научно-технического и производственного потенциала Украины.

Проводится анализ отечественного и мирового рынка услуг, обеспечиваемых с применением космических систем и аппаратов, оценка и прогноз объема задач для космических систем в Украине и мире и на этой основе определяются роль и место Украины в мировой космической деятельности. Проводится анализ рынка услуг космической связи и определение тех услуг, которые могут быть предложены Украиной с использованием спутниковых систем связи. Проведен анализ предложений на мировом рынке услуг транспортно-космических систем, систем ДЗЗ, роли и места Украины на мировом рынке.

Исследованы информационные возможности и экономические показатели систем ДЗЗ с использованием авиационных и космических платформ — разработана методика макроэкономического анализа роли ДЗЗ в народном хозяйстве, проведен анализ потребностей в услугах ДЗЗ на внутреннем и международном рынках, проведен сравнительный анализ вариантов развития ДЗЗ для различных уровней финансирования с учетом оценки доходов на внутреннем и международном рынке. Проведен анализ мировых цен на продукцию ДЗЗ и обоснование украинских тарифов. Разработаны основные положения и принципы построения земельной геоинформационной системы, определена роль средств ДЗЗ в ее функционировании. Предложена концепция создания совместной системы ДЗЗ Украины и Российской Федерации.

Проведен анализ направлений космической деятельности в мире — определены основные тенденции развития мировой космонавтики (цели, задачи, основные направления деятельности, тенденции развития каждого направления), цели и задачи космической деятельности Украины (с учетом роли и места космической деятельности для страны, состояния и направлений экономического развития). Рассмотрены основные направления и формы организации космической деятельности в ведущих космических державах мира. Проведен анализ мировых тенденций развития космических систем и аппаратов — спутниковых и транспортных космических систем. Рассмотрены основные тенденции развития систем военного назначения, выявлены основные тенденции в области обеспечения контроля особо опасных объектов и прогноза ситуаций с использованием авиакосмических технологий.

Сформулированы предложения по формированию национальной космической политики Украины — в соответствии с общей целевой направленностью в политической, дипломатической, военной, социальной, экономической областях с учетом сложившейся экономической ситуации в Украине, тенденций развития мировой космонавтики, роли и места Украины в мировом космическом сообществе.

Выработаны основные положения по развитию международного сотрудничества — определены возможности, цели, задачи, направления и приоритеты международного сотрудничества, основные черты государственной политики в области международного сотрудничества, стратегические направления международного сотрудничества.

Разработаны предложения по анализу космического потенциала Украины — на основе анализа его состояния, основной кооперации, возможности проведения космической деятельности национальными средствами и в международной кооперации. Предложены основные направления структурной перестройки отрасли. Определены основные черты государственной политики в области поддержания и развития потенциала. Определены основные направления экономической политики отрасли.

Предложены основные концептуальные положения развития транспортных космических систем в Украине — исходя из главной, стратегической цели развития транспортных космических систем Украины — стабильного и эффективного обеспечения решения задач космической программы Украины в части выведения космических средств. Проведен анализ возможных обликов перспективных транспортно-космических систем с учетом конкурентной обстановки и требований рынка, разработаны предложения по формированию облика перспективных транспортно-космических систем с учетом состояния научно-технического и производственного потенциала, конкурентной обстановки и требований рынка. Проведен анализ существующих и перспективных грузопотоков для различных космических систем, определены требования к носителям.

Результаты исследований нашли отражение в проекте Национальной космической программы Украины.

6. НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И ПРИБОРЫ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В институте проводится значительная работа по созданию и внедрению в ракетно-космическую технику новых технологий и приборов.

1. Разработана и внедрена технология для кавитационной импульсной гидроабразивной обработки поверхностей металлов, предназначенная для удаления заусенцев с оребренных деталей РКТ (обечак топливных баков, рубашек камер сгорания ЖРД и др.). Внедрение технологии в отрасли позволило резко улучшить качество обрабатываемых поверхностей, ликвидировать ручной труд и в десятки раз повысить производительность труда на этой операции (А. с. 1021584).

2. Цикл исследований в области высоких плотностей энергии связан с разработкой технологии получения жаростойких покрытий на теплонапряженных поверхностях ЖРД средней и малой тяги и повышении стойкости конструкционных материалов в условиях импульсного нагружения факторами различной физической природы. Основой технологии нанесения жаростойких покрытий является конденсация металлической плазмы на защищаемой поверхности. Металлическая плазма образуется при вакуумно-дуговом испарении материала, используемого для получения жаростойкого покрытия. Оптимальные условия роста плазмоконденсатного покрытия обеспечиваются необходимой геометрией плазменных потоков, задаваемой конструкцией испарителя. Для защиты бронзовой поверхности камер сгорания от высокотемпературной эрозии в области критического сечения хорошо себя зарекомендовало многослойное покрытие, получаемое нанесением чередующихся слоев хромо-никеле-вольфрамового сплава и малолегированного хрома. С целью получения силицидно-молибденового защитного покрытия на ниобиевых камерах сгорания жидкостных двигателей малой тяги (от 0.5 до 20 кгс) разработана технология нанесения плазмоконденсатного молибдена. Двигатели с таким покрытием используются в системах ориентации третьей ступени ракеты «Циклон», КА «Океан О», и в разработках КБ «Химмаш».

3. Разработана технология гальванопластического метода формирования при изготовлении антенных насадок, облучателей, применяемых в антенно-волновых СВЧ-технике для улучшения направленности излучаемого потока электромагнитной энергии. Внедрение технологии позволило значительно повысить качество изделий и сократить по сравнению с традиционными методами в 3-4 раза материалоемкость и трудозатраты. Используемые в ГКБ «Южное» устройства применены на космическом аппарате «Океан».

4. Разработана технология изготовления высокочастотных антенн сложной формы (зеркала антенн, волноводы) способом гальванопластики (электролитического формирования), которая позволила отказаться от прежних металлоемких способов изготовления деталей (точного литья, механической обработки) и перейти к безотходной технологии, уменьшить расход металла в 2, 3 и более раз, расход электроэнергии — в 6—8 раз.

5. Разработаны датчики измерения мгновенных значений расходов жидкости (индуктивный Д60; Д100), предназначенные для измерения быстроизменяющихся расходов маловязких жидкостей в трубопроводах. Внедрение датчиков измерения в ГКБ «Южное», КБ «Химмаш», НПО «Энергия» в корне изменили технологию отработки насосов

ЖРД, повысили качество и информативность испытаний в условиях как самовозбуждающихся низкочастотных кавитационных автоколебаниях, так и вынужденных колебаниях расходов жидкости на входе и выходе из насоса (Пилипенко, 1989).

6. Проводимые в Институте исследования режимов работы многофункциональных СВЧ-устройств были использованы в системах управления и связи РКТ. Разработанные физические и технологические принципы, лежащие в основе создания разнообразных функциональных СВЧ- и КВЧ-устройств-усилителей, широкодиапазонных генераторов, коммутаторов, управляющих и преобразовательных модулей, а также отдельных элементов с использованием полупроводниковых элементов с отрицательной дифференциальной проводимостью N- и S-типов, опубликованы в ряде монографий (Костылев, Шкут, 1978; Костылев и др., 1987, 1990). Прикладные исследования были направлены на разработку специальной аппаратуры для КБ «Южное». Из внедренных разработок наибольший интерес представляет селективный измеритель мощности, используемый для измерения диаграммы направленности антенн. Отличительной особенностью приемника является независимость коэффициента передачи активного элемента преобразователя от уровня входного сигнала в динамическом диапазоне 100 дБ, а также то, что преобразование входного сигнала обеспечивается с большим усилением, позволяющим реализовать высокую чувствительность (10^{-12} Вт) (Яцуненко и др., 1988).

7. В настоящее время разработаны конструкции и технология изготовления бортовых малогабаритных элементов и узлов приемо-передающих модулей миллиметрового диапазона длин волн с использованием метода многослойной гальванопластики (в качестве материала несущей конструкции используется сплав железо-никель, т. е. инвар). Изготовленные таким образом элементы и узлы обладают значительно меньшими весогабаритными параметрами и повышенной надежностью, что достигается в основном за счет исключения стыковочных узлов. Например, антенна, гетеродин, циркулятор и смеситель могут быть изготовлены в едином гибридно-интегральном исполнении (Yatsunenکو et al., 1995).

Институт вносит свой вклад в развитие теоретических основ ракетно-космической техники. Тематика института охватывает такие разделы классической механики, как «Механика жидкости, газа и плазмы», «Механика деформированного твердого тела», «Общая механика». Значительное внимание уделяется прикладной и вычислительной математике, системному анализу и т. д.

В заключение отмечу, что при подготовке статьи были использованы материалы, представленные ру-

ководителями научных направлений по рассматриваемой тематике. Всем им я благодарен за содействие и помощь, в особенности В. А. Задонцеву, Н. Д. Коваленко, В. С. Гудрамовичу, Е. С. Переверзеву, В. И. Тимошенко, В. П. Бассу, В. А. Шувалову, Г. И. Богомазу, А. П. Алпатову, В. В. Горбунцову, В. К. Дорошкевичу, В. И. Лисиченко, Е. Ф. Прохорову.

- А. с. 1021584 СССР. Способ гидрообразной обработки деталей / В. В. Пилипенко, В. А. Дрозд, В. И. Иванов. — Оpubл. 00.83, Бюл. № 21.
- Абрамовская М. Г., Басс В. П., Петров О. В., Токовой С. В. Измерение полных сечений рассеяния инертных газов в диапазоне относительных энергий 77—017 эВ // Журн. прикл. мех. и техн. физики.—1988.—4.—С. 28—32.
- Абрамовская М. Г., Басс В. П., Бразинский В. И. и др. Пакет прикладных программ «Высота-2» (описание применения). — М.: ОФАП МАП, 1990.—175 с.
- Аксютенко А. Н., Акулов А. М., Басс В. П. и др. Свободномолекулярная аэродинамическая установка с индукционным плазменным ускорителем // Тез. докл. IV Всесоюз. шк. по методам аэрофизических исследований. — Новосибирск, 1986.—С. 202.
- Алпатов А. П. Подвижное управление системами с сосредоточенными параметрами // Техн. механика.—1993.—Вып. 1.—С. 3—9.
- Алпатов А. П., Делямуре В. П. Модель управляемого движения системы твердых тел с неустойчивающими связями // Прикл. механика.—1987.—23, № 2.—С. 106—112.
- Алпатов А. П., Драновский В. И., Салтыков Ю. Д., Хорошилов В. С. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления / Под ред. В. М. Ковтуненко. — М.: Машиностроение, 1978.—200 с.
- Алпатов А. П., Белоножко П. А., Пироженко А. В., Шабохин В. А. Об эволюции ротационного движения связки двух тел на орбите // Космич. исследования.—1990а.—Вып. 5.—С. 692—701.
- Алпатов А. П., Белоножко П. А., Горбунцов В. В. и др. Динамика пространственно развитых механических систем изменяемой конфигурации. — Киев: Наук. думка, 1990б.—256 с.
- Басс В. П. Расчет обтекания тел потоком сильно разреженного газа с учетом взаимодействия с поверхностью // Изв. АН СССР. Сер. Мех. жидкости и газа.—1978.—№ 5.—С. 117—123.
- Басс В. П. Некоторые результаты взаимодействия потока разреженного газа с поверхностью ИСЗ и интерпретация данных о его торможении // Космич. исследования.—1980.—18, № 3.—С. 455—458.
- Басс В. П. Газодинамические аспекты формирования собственной атмосферы космических аппаратов, движущихся в верхних слоях атмосферы // Наблюд. искусств. спутников Земли: Публ. науч. результатов сотрудничества Интеркосмос.—1985.—№ 24.—С. 158—179.
- Басс В. П., Бразинский В. И. Численные алгоритмы для расчета процессов массопереноса в сильно разреженном газе // Журн. выч. матем. и матем. физики.—1988.—28, № 7.—С. 1078—1093.
- Басс В. П., Бразинский В. И., Карягин В. П. и др. Расчет газовой обстановки около аппарата «Вега» во время пролета комы // Аэродинамика тепло- и массообмен в разр. газе: Тр. VIII Всесоюз. конф. по динамике разреженных газов. — М., 1987.—С. 3—7.
- Басс В. П., Бразинский В. И., Карягин В. П. и др. Аэродинамические характеристики аппарата, предназначенного для ис-

- следования кометы Галлея // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов. — Киев: Наук. думка, 1984.—С. 11—15.
- Басс В. П., Бразинский В. И., Карягин В. П. и др. Результаты численного моделирования процессов массопереноса в окрестности космического аппарата «Спектр» // Техн. механика.—1994.—Вып. 3.—С. 16—19.
- Басс В. П., Ефимов Ю. П., Петров О. В. и др. Экспериментальное исследование параметров взаимодействия гиперзвукового нейтрального потока аргона с обтекаемыми поверхностями // Взаимодействие разреженных газов с поверхностями: Тр. VIII Всесоюз. конф. по динамике разреженных газов. — М., 1986.—С. 99—103.
- Басс В. П., Тарасов Ю. В. «В полете — «ПИОНЫ» // Авиация и космонавтика.—1990.—№ 5.—С. 40—41.
- Басс В. П., Татевян С. К. Возмущения орбиты спутника «Эталон» вследствие сил негравитационного происхождения // Астрон. журн.—1990.—67, № 6.—С. 1315—1325.
- Белоножко П. А., Жечев М. М., Тарасов С. В. К математическому моделированию динамики системы двух тел, связанных упругим многозвенником // Прикл. механика.—1986.—22, № 7.—С. 96—103.
- Белоножко П. А., Тарасов С. В. Математическое моделирование динамики космического аппарата с упругими элементами // Космич. наука и техника.—1987.—Вып. 2.—С. 18—22.
- Богомаз Г. И., Каледин В. О., Соболевская М. Б. Оценка нагруженности конструкции летательного аппарата, содержащего полости с жидкостью, при нестационарных режимах движения // Космич. наука и техника.—1991а.—Вып. 6.—с. 43—49.
- Богомаз Г. И., Демин Ю. В., Коновалов Н. А. и др. Определение гидродинамических характеристик баков сложной конфигурации // Космич. наука и техника.—1991б.—Вып. 6.—С. 54—58.
- Богомаз Г. И., Демин Ю. В., Соболевская М. Б. Математическое моделирование нагруженности ракеты-носителя авиационно-космического комплекса при старте // Аэрокосмическая индустрия и экология: Тез. докл. I Междунар. симп. — Киев: Киев. гос. ун-т, 1995.—С.
- Будник В. С., Алпатов А. П., Белоножко П. А., Свириденко Н. Ф. Применение принципа подвижного управления при создании космических станций // 140th Congress of the International Astronautical Federation. October 7—12, 1989, Malaga, Spain.
- Гадюнов В. Н., Гужва Е. Г., Шувалов В. А. и др. Результаты исследований собственной внешней атмосферы (СВА) в окрестности орбитального комплекса «Мир» // Динамика разреженных газов: Тез. докл. X Всесоюз. конф. — М., 1989.—С. 198.
- Горбунцов В. В. Алгебраический подход к решению одного класса экстремальных комбинаторных задач // Докл. АН УССР. Сер. А.—1980.—№ 3.—С. 45—48.
- Горбунцов В. В. Теоретико-групповой подход к решению комбинаторных задач оптимизации. — Киев: Наук. думка, 1983.—192 с.
- Горбунцов В. В. Теоретико-групповой метод оптимизации многоэлементных систем // Космич. наука и техника.—1988.—Вып. 3.—С. 22—27.
- Горбунцов В. В. Классификация решений задач оптимизации дискретных стационарных процессов на основе диоидов // Перманенты: теория и приложения. — Красноярск, 1990.—С. 17—30.
- Горбунцов В. В. Расчет и оптимизация методом «элементарной ячейки» дискретных программ управления движением КЛА // Космич. наука и техника.—1992.—Вып. 6.—С. 33—40.
- Горбунцов В. В., Зарубинская А. Л. Программа оптимизации дискретного стационарного процесса полугрупповым методом. — Днепрпетровск, 1985.—66 с.—(Деп. в ГосФАП 24.12.85, № 150860000934).
- Горбунцов В. В., Кандзюба С. П. Теоретико-групповые свойства метода суперэлементов и их практическое применение // Динамика и управление движением механических систем. — Киев: Наук. думка, 1992.—С. 121—132.
- Горбунцов В. В., Оглих В. В. Алгебраический подход к решению динамической задачи коммивояжера // Техн. механика.—1993.—Вып. 1.—С. 53—61.
- Григорьев Ю. В., Пилипенко В. В. Влияние динамических свойств обратных течений на входе в насос на устойчивость насосных систем и частоты колебаний // Гидрогазодинамика техн. систем. — Киев: Наук. думка, 1985.—С. 3—7.
- Губин В. В., Шувалов В. А. МГД-торможение и теплообмен тела в сверхзвуковом потоке частично ионизованного газа // Журн. прикл. мех. и техн. физики.—1991.—№ 1.—С. 15—19.
- Гудрамович В. С. Устойчивость упругопластических оболочек. — Киев: Наук. думка, 1988.—288 с.
- Гудрамович В. С., Деменков А. Ф. Упругопластические конструкции с несовершенствами формы и остаточными напряжениями. — Киев: Наук. думка, 1991.—174 с.
- Гудрамович В. С., Герасимов В. П., Деменков А. Ф. Предельный анализ элементов конструкций. — Киев: Наук. думка, 1990.—136 с.
- Гудрамович В. С., Герасимов В. П., Коноваленко В. С., Пошивалов В. П. Предельные состояния оболочек при сложном нагружении и ползучести материалов. — Киев: Наук. думка, 1984.—254 с.
- Демин Ю. В., Длугач Л. А., Коротенко М. Л., Маркова О. М. Автоколебания и устойчивость движения рельсовых экипажей. — Киев: Наук. думка, 1984.—160 с.
- Демин Ю. В., Богомаз Г. И., Науменко Н. Е. Динамика машиностроительных и транспортных конструкций при нестационарных воздействиях. — Киев: Наук. думка, 1995.—188с.
- Жечев М. М. Оптимальное подвижное управление малыми поворотами КЛА.—Ч. I, Оптимальное управление // Автоматика и телемеханика.—1995.—№ 8.—С. 74—82, Ч. II, Оптимальный синтез // Автоматика и телемеханика, 1995, № 9.—С. 22—29.
- Жечев М. М., Хорошилов В. С. К анализу движения одного класса механических систем с разрывной неоднородностью // Прикл. механика.—1993.—29, № 3.—С. 86—89.
- Жечев М. М. Подвижное управление многозвенным механизмом с безмассовыми звеньями // Техн. механика.—1993.—№ 1.—С. 23—31.
- Ивлев О. Г. Метод анализа динамического взаимодействия управляемых поворотных элементов космического аппарата // Космич. наука и техника.—1987.—С. 14—18.
- Коваленко Н. Д. Управление сверхзвуковыми газовыми потоками в реактивных соплах. — Киев: Наук. думка, 1992.—204 с.
- Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Гора Ю. В., Гребенюк Л. З. Газодинамика сверхзвуковых укороченных сопел. — Киев: Наук. думка, 1993.—224 с.
- Комаров В. Г. Об одном возможном подходе к исследованию оптимальных траекторий перехода между компланарными орбитами // Космич. исследования на Украине.—1982.—Вып. 16.—С. 70—73.
- Комаров В. Г. Оптимальные траектории перехода, состоящие из конечного числа активных и пассивных участков // Космич. наука и техника.—1991.—Вып. 6. С. 30—33.
- Комаров В. Г. Особенности оптимальных траекторий перехода при наличии бестяговых участков // Техн. механика.—1993.—Вып. 1.—С. 37—40.
- Костылев С. А., Шкут В. А. Электронное переключение в аморфных полупроводниках. — Киев: Наук. думка, 1978.—204 с.
- Костылев С. А., Гончаров В. В., Соколовский И. И., Челябин А. В. Полупроводники с объемной отрицательной про-

- водимостью в СВЧ полях. — Киев: Наук. думка, 1987.—143 с.
- Костылев С. А., Прохоров Е. Ф., Уколов А. Т. Явления токопереноса в тонкопленочных арсенидгаллиевых структурах. — Киев: Наук. думка, 1990.—144 с.
- Мадатов Г. Л., Шичанин В. Н., Горбунцов В. В. и др. Прикладные методы исследования управляемых механических систем. — Киев: Наук. думка, 1980.—192 с.
- Моссаковский В. И., Гудрамович В. С., Макеев Е. М. Контактные взаимодействия элементов оболочечных конструкций. — Киев: Наук. думка, 1987.—216 с.
- Пат. РФ № 2022053. Устройство для ионно-плазменной очистки диэлектрических поверхностей в вакууме и космическом пространстве / Григорьев Е. Г., Лавренюк С. Л., Шувалов В. А. и др. — Опубл. 30.10.93. // Открытия. Изобретения.—1993.—№ ?.—С. ??.
- Переверзев Е. С. Случайные процессы в параметрических моделях надежности. — Киев: Наук. думка, 1987.—240 с.
- Переверзев Е. С. Надежность и испытания технических систем. — Киев: Наук. думка, 1990.—328 с.
- Переверзев Е. С. Модели накопления повреждений в задачах долго вечности. — Киев: Наук. думка, 1995.—358 с.
- Переверзев Е. С., Чумаков Л. Д. Параметрические модели отказов и методы оценки надежности технических систем. — Киев: Наук. думка, 1989.—184 с.
- Переверзев Е. С., Даниев Ю. Ф., Филей Г. П. Случайные сигналы в задачах оценки состояния технических систем. — Киев: Наук. думка, 1992.—252 с.
- Переверзев Е. С., Борщевская Д. Г., Эвина Т. Я. Прогнозирование прочности органопластика методом акустической эмиссии при статистическом нагружении // Техн. диагностика и неразрушающий контроль.—1993.—№ 1.—С. 43—45.
- Пилипенко В. В. О механизме самовозбуждения кавитационных автоколебаний в системе шнекоцентробежного насос-трубопроводы на режимах без обратных токов // Космич. исслед. на Украине.—1975.—Вып. 7.—С. 3—10.
- Пилипенко В. В. Влияние потерь энергии при входе жидкости в межлопаточные каналы осевого шнекового преднасоса на устойчивость системы питающий трубопровод—насос // Кавитац. автоколебания в насос. системах. — Киев: Наук. думка, 1976а.—Ч. I. С. 25—29.
- Пилипенко В. В. Теоретическое определение упругости и объема кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах на режимах без обратных токов // Изв. АН СССР. Энергетика и трансп.—1976б.—№ 5.—С. 129—138.
- Пилипенко В. В. Энергетический подход к исследованию кавитационных автоколебаний в насосных системах // Космич. исследования на Украине.—1977.—Вып. 10.—С. 68—73.
- Пилипенко В. В. Теоретический анализ системы шнекоцентробежный насос—трубопроводы с учетом сосредоточенных упругостей на входе и выходе из насоса // Рабочие процессы в шнекоцентробежных насосах. — Киев: Наук. думка, 1979.—Вып. 10.—С. 86—92.
- Пилипенко В. В. К определению частот колебаний давления, создаваемых кавитационным генератором // Динамика насосных систем. — Киев: Наук. думка, 1980.—С. 115—119.
- Пилипенко В. В. Кавитационное течение закрученного потока жидкости в круглой трубе // Математические модели рабочих процессов в гидроневмосистемах. — Киев: Наук. думка, 1981а.—С. 3—12.
- Пилипенко В. В. К определению амплитуд колебаний давления, создаваемых кавитационным генератором // Математические модели рабочих процессов в гидроневмосистемах. — Киев: Наук. думка, 1981б.—С. 18—24.
- Пилипенко В. В. Определение скорости распространения возмущений в трубопроводе при вращательно-поступательном движении жидкости с образованием кавитационной полости // Гидрогазодинамика энерг. установок. — Киев: Наук. думка, 1985.—С. 3—5.
- Пилипенко В. В. О возможности повышения продольной устойчивости ракет на жидком топливе // Техн. механика ракет.-косм. систем: Сб. науч. тр. — Днепропетровск: Изд-во ИТМ АН Украины, 1986.—Вып. 1.—С. 5—16.
- Пилипенко В. В. Кавитационные автоколебания. — Киев: Наук. думка, 1989.—316 с.
- Пилипенко В. В., Задонцев В. А. Об одном механизме автоколебаний в гидравлической системе с кавитирующей трубкой Венгури // Кавитац. автоколебания в насос. системах. — Киев: Наук. думка, 1976.—Ч. I.—С. 93—103.
- Пилипенко В. В., Кваша Ю. А. Кавитационное обтекание решетки пластин // Изв. АН СССР. Энергетика и трансп.—1991.—№ 3.—С. 139—143.
- Пилипенко В. В., Момот В. Е. Численное моделирование пространственного вязкого кавитационного течения в лопастных гидромашинах // Доп. НАН України. Математика, природознавство, технічні науки.—1995.—№ 4.—С. 41—44.
- Пилипенко В. В., Семенов Ю. А. Расчет статических характеристик шнекоцентробежных насосов с учетом кавитационных явлений // Изв. РАН. Энергетика.—1994.—№ 3.—С. 104—112.
- Пилипенко В. В., Чалый П. П. О моделировании продольных колебаний корпуса ракеты на огневом стенде // Техн. механика ракет.-косм. систем: Сб. науч. тр. — Днепропетровск: Изд-во ИТМ АН Украины, 1986.—Вып. 1.—С. 48—58.
- Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем. — М.: Машиностроение, 1977.—352 с.
- Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Григорьев Ю. Е., Белецкий А. С. О влиянии нелинейностей, обусловленных кавитационными явлениями в насосах, на ограничение амплитуд продольных колебаний // Тр. постоянно действующего юбил. науч.-техн. семинара. — Саратов: Изд-во СВВКИ-УРВ, 1983.—Вып. 15.—С. 61—63.
- Пироженко А. В. Пространственное движение двух тел с упругой неупругивающей связью // Прикл. механика.—1989.—25, № 11.—С. 100—106.
- Пироженко А. В. Уравнения возмущенного движения материальной точки на упругой связи // Прикл. механика.—1990.—26, № 5.—С. 126—129.
- Пироженко А. В. Управление движением связки двух тел в гравитационном поле изменением длины связи // Космич. исследования.—1992.—30, вып. 4.—С. 473—482.
- Пошивалов В. П. Длительная прочность и долговечность элементов конструкций. — Киев: Наук. думка, 1992.—118 с.
- Резниченко Н. П., Шувалов В. А. О передаче энергии атомарных ионов сверхзвукового потока частично диссоциированного газа поверхности твердого тела // Журн. прикл. мех. и техн. физики.—1989.—№ 6.—С. 11—19.
- Тимошенко В. И. Сверхзвуковые течения вязкого газа. — Киев: Наук. думка, 1987.—187 с.
- Тимошенко В. И., Лиманский А. В. Технология численного решения на ЭВМ задач газовой динамики. — Киев: Наук. думка, 1985.—231 с.
- Чернявская С. С. К исследованию динамики систем тел, содержащих протяженные упругие элементы, в центральном поле сил // Космич. наука и техника.—1987а.—Вып. 2.—С. 28—31.
- Чернявская С. С. К моделированию динамики упругого манипулятора // Изв. АН СССР. Механика твердого тела.—1987б.—№ 3.—С. 41—47.
- Шичанин В. Н., Кулик А. Д. О гармонической линеаризации нелинейностей при двухчастотном входном сигнале // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика.—1976.—№ 4.—С. 170—179.
- Шувалов В. А. Обтекание сферы потоком неравновесной разреженной плазмы // Геомагнетизм и аэрономия.—1979.—19, № 6.—С. 994—1000.

- Шувалов В. А. Структура ближнего следа за цилиндром в потоке неравновесной разреженной плазмы // Геоматнетизм и аэронавигация.—1980.—20, № 3.—С. 425—429.
- Шувалов В. А. Об accommodation энергии газовых ионов на поверхности поликристаллов // Журн. прикл. мех. и техн. физики.—1983.—№ 6.—С. 17—25.
- Шувалов В. А. О влиянии собственного магнитного поля на структуру возмущенной зоны около тела в потоке разреженной плазмы // Журн. техн. физики.—1984.—54, № 6.—С. 1107—1113.
- Шувалов В. А. Об обмене энергией и импульсом ионов потока разреженной плазмы с поверхностью, покрытой тонким слоем диэлектрика // Теплофизика высоких температур.—1987.—25, № 4.—С. 644—648.
- Шувалов В. А. Моделирование взаимодействия тел с ионосферой. — Киев: Наук. думка, 1995.—180 с.
- Шувалов В. А., Чурилов А. Е., Быстрицкий М. Г. О влиянии распределения заряженных частиц на рассеяние электромагнитных волн металлическим телом в потоке разреженной плазмы // Журн. техн. физики.—1982.—52, № 2.—С. 10—16.
- Яценко А. Г., Орехов Б. В., Суханов А. И. Измеритель мощности селективный ИНС-84 // Тр. 11-й Всесоюз. школы-семинара «Взаимодействие электромагнитных волн с полупроводниками». — Саратов, 1988.—С. 132—133.
- Bass V. P. Some results of numerical solutions, laboratory and flight experiments in the field of rarefied gas dynamics // Rarefied Gas Dynamics: Abstr. 17th Intern. Symp. RGD, July 8—14, Aachen, Germany, 1990. — 1990.—Vol. 1.—P. 275—277.
- Bass V. P. Numerical Modelling of Mass Transfer Processes Near-Spacecrafts // First Intern. Workshop «Numerical Method in RGD», Varna, 12—16 September, 1991.
- Diomin Y. V., Kovtun E. N., Markova O. M. Self-excited vibrations of Railway Vehicle with Dry Friction Units // Vehicle System Dynamics.—1994.—23, N 1.—P. 71—83.
- Gorbuntzov V. V. Classification of Optimization Problems for Discrete Stationary Processes: a Semigroup Approach // Intern. Conf. «Semigroups and Their Applications, Including Semigroup Rings» in Honour of E. S. Ljapin. St.-Petersburg, Russia, 19—30 June, 1995.: Abstracts. — 1995.—P. 17—18.
- Martin A. B., Kessel R. L., Svenes K., et al. Spacecraft-plasma interactions and electromagnetic effects in Leo and polar orbits. ESTEC Contract N 7989/88 NL/PB(SC) ESA CR(P) — 3025, 1990.—Vol. 1.
- Pilipenko V. V. Providing the LPRE-Rocket Structure Dynamic Compatibility // AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (June 28—30, 1993).—Monterey: CA, 1993.—P. 10.
- Pilipenko V. V., Semenov Yu. A., Drozd V. A. Dynamic Properties of a Cavitating Inducer-type Centrifugal Pump with Flexible Screw Fastening // The Second Russian-Sino Symp. on Astronautical Science and Technique: the Symposium dedicate to 50th Anniversary of Samara Aviation Institute Founding (June, 30—July, 4, 1992). — Samara, 1992a.—P. 51.
- Pilipenko V. V., Zadontsev V. A., Grigoriev Yu. E., Dovgot'ko N. I. POGO-stability Analysis in Frequency Domain: Effect of Cavitation in Axial Inducers // The Second Russian-Sino Symp. on Astronautical Science and Technique: the Symposium dedicate to 50th Anniversary of Samara Aviation Institute Founding (June, 30—July, 4, 1992). — Samara, 1992b.—P. 64.
- Podolnny A. M., Izhko V. A., Zhechev M. M. et al. Single-Station Technology of Ballistics and Navigation Support for SC SICH-1 Mission Control // Proc. of Fourth Ukraine-Russia-China Symp. on Space Science and Technology 12—17 September 1996. — Kiev, 1996.—Vol. 1.—P. 516—518.
- Rijov Yu. A., Bass V. P., Kovtunenkov V. M., et al. Aerodynamic Problems of Space Probes in Comet Atmosphere // Rarefied Gas Dynamic: 13 Intern. Symp. on Rarefied Gas Dynamic. — New York: Plenum Press, 1982.—Vol. 1.—P. 503—511.
- Shuvalov V. A. Efficiency of neutralization of high-volt bulk and surface charges by electric reaction propulsion systems fluxes // Abst. II-nd German — Russian conf. of electric propulsion engines and their technical applications. — Moscow, 1993.—P. 210.
- Shuvalov V. A., Gubin V. V., Priymak A. I., et al. Charging—discharging processes and electrophysical characteristics of dielectric materials of spacecraft outer surface // Abst. Intern. conf. «Problems of spacecraft-environment interactions». — Novosibirsk, 1992.—P. 44.
- Yatsunenkov A. G., Privalov E. N., Prokhorov E. F. Solid-state millimeter-wave devices based on waveguide integration technology // Proc. Intern. Symp. on Recent Advances in Microwave Technology. — Kiev, 1995.—P. 155—158.
- Zhechev M. M. Dynamic Equations for Loaded Space Manipulators in Excessive Systems of Independent Generalized Coordinates // Proc. of ICIAM-95, Hamburg, Germany, June 3—7, 1995.—P. 489.

INDUSTRIAL MECHANICS IN THE SPACE ROCKET RESEARCH: DEVELOPMENTS OF THE INSTITUTE OF INDUSTRIAL MECHANICS OF THE NAS UKRAINE AND THE NATIONAL SPACE AGENCY OF UKRAINE

V. V. Pilipenko

We describe some results of collaborative engineering of space rocket systems in the Institute of Industrial Mechanics, NAS Ukraine, and the National Space Agency of Ukraine. The lines of further development of industrial mechanics in the construction of rocket carriers and spacecraft are laid down within the scope of the State Space Program of Ukraine.

УДК 629.78+550.388.1

Бортовий прискорювач електронів на накопичувачах-ємностях: особливості

М. А. Леонов

Київський Національний університет імені Тараса Шевченка

Надійшла до редакції 22.05.96.

Описані два варіанти схеми прискорювача та відмінності між ними. Окреслюються деякі найбільш суттєві особливості системи живлення та елементів прискорювача електронів на ємнісних накопичувачах, узагальнені на основі результатів лабораторних та ракетних експериментів. Коротко розглянуто типові режими роботи.

1. ВСТУП

Особлива увага до прискорювача електронів на накопичувачах-ємностях (Куклинский, 1983; Мангадзе, 1983; Балебанов, 1983; Managadze, 1988) зумовлена тим, що такий прискорювач здатний відповідати принципам енерго- та ресурсозберігаючих технологій. Сенс застосування ємнісного накопичувача в цьому прискорювачі полягає в створенні можливості інжектувати потужні імпульси електронних пучків при обмежених бортових енергоресурсах або при економічному їх використанні. А сенс застосування лампи у високовольтному колі живлення електронної гармати — в регулюванні струму інжекції та створенні потрібної форми інжектваного імпульсу, а також в обмеженні струму у випадку короткого замикання в гарматі. Схема прискорювача з діодною гарматою, основні співвідношення, що лежать в основі розрахунку прискорювача цього типу, детально описані в роботі Леонова (1996).

Стаття торкається деяких важливих особливостей системи живлення та окремих елементів прискорювача електронів на ємнісних накопичувачах.

Одним із важливих питань з точки зору максимального використання можливостей системи є питання про режим роботи прискорювача.

В статті окреслені три типові випадки, які можуть проявитись в процесі приєднання діодної гармати до системи її живлення і які можуть бути основою для вибору оптимального режиму його роботи. Оптимальним режимом роботи можна вважати такий, при якому прискорювач може мати найкращі питомі характеристики на одиницю маси та об'єму прискорювача.

Підготовка прискорювача для ракетного експерименту Г60С проводилась на основі міркувань, що описуються в статті.

2. ВАРІАНТИ СХЕМ ПРИСКОРЮВАЧА

Виконати схему прискорювача можна за двома варіантами (рис. 1), які відрізняються місцями під'єднання лампи Л і накопичувача ЄН. Високовольтний зарядний пристрій, який постійно заряджає ємнісний накопичувач ЄН, а також інші елементи прискорювача на рисунку не показані. Відмінності характеристик прискорювачів, виконаних за цими варіантами, можуть бути суттєвими для фізики експерименту.

Ємнісний накопичувач ЄН може мати більш помітні, ніж лампа Л, струми стікання через діелектрик. Враховуючи еквівалентну схему ємніс-

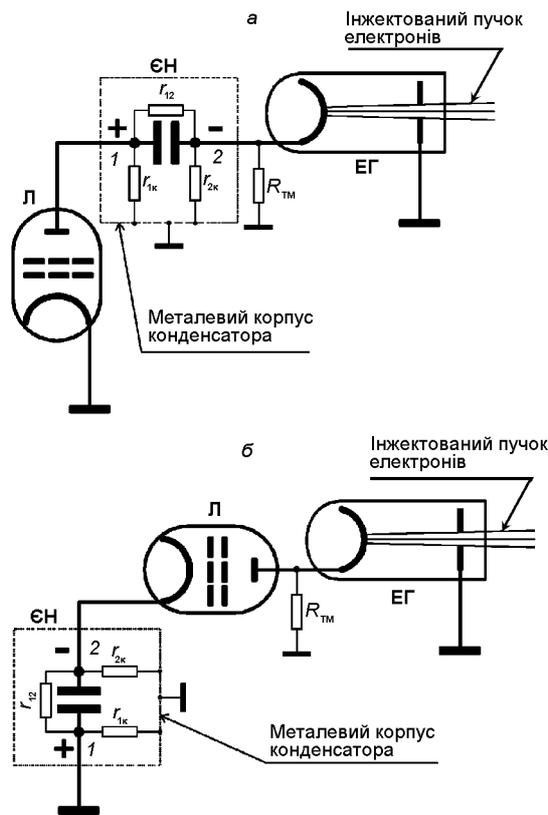


Рис. 1. Варіанти принципової схеми прискорювача на ємнісних накопичувачах. Л — регулююча лампа, ЕГ — електронна гармата. ЄН — ємнісний накопичувач, зображений з його виводами 1, 2 та еквівалентною схемою: r_{12} , $r_{1к}$, $r_{2к}$ — еквівалентний опір саморозряду між обкладками 1 та 2, 1 та корпусом ЄН, 2 та корпусом ЄН відповідно. Високовольтний зарядний пристрій ВВЗП для заряду ємнісного накопичувача ЄН та інші елементи на рисунку не показані

ного накопичувача (як правило, в металевому корпусі), можна бачити, що в залежності від варіанту схеми буде можливий струм стікання не тільки між обкладками 1 і 2 через еквівалентний опір r_{12} , але й на «загальну землю» (корпус ракети чи супутника) через $r_{1к}$, або $r_{2к}$ і металевий корпус накопичувача. Резистори високовольтних дільників $R_{ТМ}$ (наприклад, для телеметричного контролю прискорюючої напруги, фокусування пучка і т. п.), приєднані до катода гармати, можуть дещо зменшити величину небажаної напруги на гарматі.

В обох варіантах схеми прискорювача струми стікання приводять до різних наслідків, важливих з точки зору фізика-експериментатора.

В першому варіанті (рис. 1, а) еквівалентний опір для струмів стікання через діелектрик конденсатора здатний замикати високовольтне коло розряду накопичувача ЄН, обминаючи лампу Л, через

корпус накопичувача ЄН на корпус ракети чи супутника. Отже, на гарматі може бути деяка прискорююча напруга, яка визначається співвідношенням величин еквівалентних опорів r_{12} , $r_{1к}$, $r_{2к}$ для струмів стікання накопичувача та еквівалентним опором $R_{ТМ}$. Це приводить до можливості постійної, тобто неперервної некерованої інжекції слабого струму при повністю закритій лампі в паузах між запланованими імпульсами інжекції. Наприклад, в експерименті Г60С при напругах на накопичувачі порядку 6—7 кВ орієнтовна величина цього небажаного струму інжекції могла сягати 100 мкА з енергіями електронного пучка менше 5 еВ. (Прискорювач мав діодну гармату, а накопичувачем був конденсатор типу К-41И-7 ємністю 100 мкФ з робочою напругою 5 кВ).

У другому варіанті (рис. 1, б) вказані струми стікання не відіграють такої ролі, оскільки високовольтне коло розряду накопичувача ЄН розірване закритою лампою Л. Струми ж стікання через саму лампу та джерела її живлення в більшості випадків можна зробити набагато меншими, ніж струми стікання в накопичувачі, шляхом належної ізоляції. Крім того, еквівалентні опори струмів стікання (на корпус) лампи та джерел її живлення будуть сприяти зменшенню напруги на гарматі, зумовленої струмами саморозряду накопичувача. Тому в другому варіанті схеми можна при повністю закритій лампі виключити небажану постійну інжекцію слабого струму, зумовлену струмами стікання ємнісного накопичувача, в паузах між запланованими імпульсами інжекції.

Перевага тому чи іншому варіанту схеми, очевидно, може бути надана в залежності від жорсткості вимог до інжекції, від того, який елемент — накопичувач чи лампа — має більші струми стікання, а також від співвідношення мас та об'ємів тих елементів (накопичувача і лампи), які потрібно ізолювати від «загальної землі».

3. ОСОБЛИВІ УМОВИ РОБОТИ ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ

Типовими відхиленнями від нормальної роботи прискорювача є одиночні високовольтні пробої та газовий розряд в проміжку «анод — катод» гармати. Це відбувається при погіршенні вакууму або при появі великого зворотного іонного струму, який каналізується всередині інжектваного електронного пучка в бік гармати. Для системи живлення гармати все це по суті еквівалентне короткому замиканню в гарматі. Як наслідок — вся потужність падає на лампу.

Інша із особливостей роботи, яка притаманна

цьому типу прискорювача, викликається появою змінної складової струму у високовольтному колі живлення електронної гармати. Це може відбуватися як при нормальній інжекції в разі потреби інжектувати модульований імпульс чи пачки імпульсів, так і при відхиленнях від нормальної інжекції, тобто при пробоях або газовому розряді у проміжку «анод — катод» гармати.

Змінна складова струму з високовольтного кола здатна передаватись через паразитні реактивні зв'язки індуктивного або ємнісного типу на блоки, гальванічно зв'язані з високовольтним колом, — тобто, на високовольтний зарядний пристрій, на лампу та на джерело нагрівання катода гармати (особливо якщо застосовано катод прямого розжарення). Вихідні каскади цих блоків можуть виходити з ладу, якщо амплітуда змінної складової, яка поступає на ці каскади, перевищить допустиму межу. Захист вихідних каскадів здійснити неважко (наприклад, за допомогою дроселів).

Зрозуміло також, що загальна «земля» високовольтного кола живлення електронної гармати повинна приєднуватись до корпусу апарата тільки в одній точці, щоб запобігти виходу з ладу іншої апаратури.

4. СПЕЦИФІКА ЕЛЕМЕНТІВ СИСТЕМИ

Зробимо простий перелік деяких загальних вимог до елементів прискорювача, підкресливши їх особливості.

Високовольтний ємнісний накопичувач. Оскільки інжекція може здійснюватись короткими і, особливо, модульованими імпульсами, або пачками імпульсів, то конденсатор, що використовується в ролі ємнісного накопичувача ЄН, повинен бути імпульсного типу.

Величину ємності конденсатора, яка значною мірою залежить від параметрів імпульсу інжекції, можна оцінити згідно з роботою Леонова (1996).

Конденсатор повинен мати малі струми саморозряду, або струми стікання через діелектрик між обкладками та на корпус, як про це можна зробити висновок згідно з розд. 2.

Взагалі вимога на величину струмів саморозряду не є дуже жорсткою. Але при великих струмах саморозряду будуть збільшуватися й загальні втрати потужності в прискорювачі, що буде вести за собою збільшення енергоспоживання, маси та об'єму всього прискорювача і, отже, буде нівелювати переваги цього типу прискорювача.

Конденсатор повинен мати достатню максимальну робочу напругу $U_{\text{ЄНmax}}$, причому

$$U_{\text{ЄНmax}} \geq U_{\text{ЄН}} + \Delta U_{\text{ЄН}},$$

де $U_{\text{ЄН}}$ — задана максимальна прискорююча напруга на електронній гарматі, що згідно з циклограмою інжекції необхідна для одержання імпульсу з максимальною енергією, $\Delta U_{\text{ЄН}}$ — максимальна амплітуда пульсацій на регулюючій лампі, яка необхідна для формування імпульсу з максимальною енергією (Леонов, 1996).

Слід зазначити, що в короточасних ракетних експериментах є сенс в максимальному форсованому використанні всіх можливостей конденсатора, який працюватиме накопичувачем ЄН. Оскільки паспортна випробувальна напруга конденсатора завжди більша від паспортної максимальної робочої, то доцільно застосовувати прискорюючу напругу на накопичувачі в інтервалі вище паспортної максимальної робочої і до випробувальної.

Високовольтний зарядний пристрій. Через високовольтний зарядний пристрій (ВВЗП) від бортових батарей каналізується вся енергія, яка потім накопичується у високовольтному конденсаторі ЄН для прискорення електронного пучка. Тому коефіцієнт корисної дії ВВЗП та інші його характеристики великою мірою впливають на характеристики прискорювача в цілому.

Вихідну потужність ВВЗП, яка необхідна для інжекції електронних пучків з конкретними параметрами, легко оцінити (Леонов, 1996).

По відношенню до ВВЗП в цілому як до елемента, інтегрованого в єдину систему — в прискорювач, може бути важливим питання про вигляд функціональної залежності максимальної вихідної потужності ВВЗП від напруги на накопичувачі, тобто залежності

$$P_{\text{ВВЗПвих}} = f(U_{\text{ЄН}}). \quad (1)$$

Вигляд цієї функціональної залежності може впливати не тільки на загальні характеристики, але й на швидкість відновлення нормальної робочої напруги ємнісного накопичувача після її падіння при пробоях або газовому розряді в гарматі.

Якщо прискорювач працює в оптимальному або близькому до нього режимі (див. розд. 6), то навіть при короткому замиканні в гарматі не може бути глибокого розряду накопичувача. Лампа в будь-якому випадку повинна забезпечити стабільний струм розряду $I_{\text{кз}}$, який не може бути набагато більшим, ніж максимальний струм інжекції I_{bmax} . Тобто, напруга на накопичувачі протягом всього експерименту навіть при короткому замиканні в гарматі не буде дуже відрізнятись від середньої робочої $\bar{U}_{\text{ЄН}}$ в бік низьких значень (рис. 2).

Тому ВВЗП повинен розвивати максимальну по-

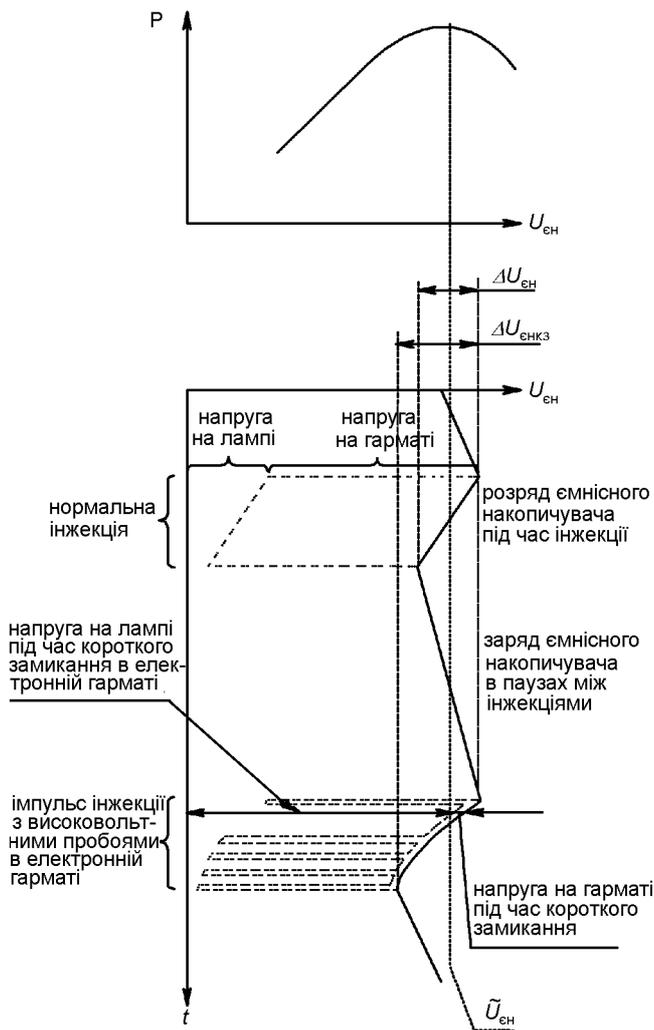


Рис. 2. Видяк залежності вихідної потужності $P_{\text{ВВЗП}}$ від напруги $U_{\text{ен}}$ на ємнісному накопичувачі; $\Delta U_{\text{ен}}$ — інтервал коливань напруги на ємнісному накопичувачі при нормальній інжекції, $\Delta U_{\text{енкз}}$ — інтервал коливань напруги при короткому замиканні в електронній гарматі

тужність саме поблизу середнього робочого рівня високої напруги.

Регулююча лампа. Прискорювач електронів на ємнісних накопичувачах побудований на тому, що лампа повинна:

- комутувати, коли потрібно, високовольтне коло так, як це робить простий ключ, на якому в повністю відкритому стані витрачається мінімальна потужність;
- регулювати струм, який проходить через електронну гармату, коли це необхідно для створення заданої форми імпульса інжекції;
- в екстремних випадках обмежувати максималь-

ний струм, який може протікати у високовольтному колі.

Все це виконувати найзручніше, коли лампа має пентодні вольт-амперні характеристики. Тоді лампа автоматично стає стабілізатором струму у високовольтному колі прискорювача під час короткого замикання в гарматі.

Для того щоб форма будь-якого інжектваного імпульсу не спотворювалась, лампа не повинна обмежувати спектр імпульсу. Тобто, вона повинна бути високочастотною.

Необхідні гранично допустимі електричні параметри лампи легко визначити, аналізуючи схему прискорювача та використовуючи роботу Леонова (1997). Очевидно, що не повинні перевищуватись межі допустимої потужності, які лампа здатна розсіювати на аноді неперервно та в імпульсі як під час інжекції, так і під час короткого замикання в гарматі.

5. ЗАГАЛЬНІ ВИТРАТИ ПОТУЖНОСТІ

Досягнення високої економічності прискорювача спирається на аналіз витрат потужності в його елементах.

Ілюструвати загальні витрати потужності в прискорювачі з діодною гарматою можна на прикладі лабораторних та ракетних експериментів, таких як «Стереотоп», «Слой» і Г60С (Куклинский, 1983; Sagdeev, 1983). Можна виділити такі основні групи втрат.

1) Втрати потужності в діодній гарматі, утворені струмом її анода, а також нагрівом її катода. Даремні втрати через струм анода гармати залежать від її конструкції й можуть досягати 20—30 % потужності, що інжектуються. Ці втрати можна суттєво знизити, змінюючи електронно-оптичну систему гармати. (Неминучі втрати на нагрівання катода гармати залежать від конструкції катодного вузла та від способу підігрівання катода: в експерименті Г60С вони не перевищували 100 Вт).

2) Втрати у високовольтному зарядному пристрої, які залежать від його принципової схеми, а також від компонентної бази, від технології виготовлення високовольтного трансформатора тощо.

3) Втрати потужності на аноді лампи і в блоках її живлення (миттєва потужність на аноді лампи при інжекції трикутного імпульсу в експерименті Г60С досягала 25 % потужності у високовольтному колі, а розжарення катода лампи вимагало 36 Вт).

4) Втрати через струми стікання через діелектрик у ємнісному накопичувачі (наприклад, для

серійного конденсатора К-41И-7 в експерименті Г60С струми стікання могли сягати 1 мА при 6.0—7.0 кВ, що наближалось до 2 % вихідної потужності ВВЗП).

5) Втрати в електроніці керування та контролю — у схемах формування циклограми інжекції, високовольтних резисторних дільників напруги для схем телеметричного контролю та електромагнітного фокусування інжектваного пучка тощо.

З усіх перерахованих вище втрат найбільший вклад в загальні неминучі втрати в прискорювачі здатні давати втрати на аноді лампи, втрати через наявність струму анода гармати, втрати у ВВЗП та втрати в діелектрику ємнісного накопичувача.

Загальний виграш по потужності споживання всього прискорювача від бортової енергомережі в порівнянні з потужністю споживання прискорювача прямого живлення (Paton, 1978) великою мірою залежить саме від потужності ВВЗП та від його коефіцієнта корисної дії. Підійти до межі мінімуму втрат потужності в гарматі та ВВЗП можна шляхом належного професіонального їх конструювання та виготовлення. Мінімум втрат в накопичувачі можна забезпечити шляхом вибору конденсаторів накопичувача з високоякісним діелектриком. За такої умови, виконати яку принципово не важко, найбільшу частину із загальних втрат можуть становити втрати на аноді лампи, зумовлені режимом роботи.

Останнє може бути також актуальним на стадії інтегрування окремих складових частин прискорювача в якісно єдине ціле.

6. ТИПОВІ РЕЖИМИ РОБОТИ

Критеріями оптимуму режиму роботи можна прийняти: 1) мінімум миттєвої потужності, що розсіюється під час інжекції на аноді регулюючої лампи при нормальних умовах роботи, а також 2) мінімум миттєвої потужності, що розсіюється на аноді лампи при газовому розряді чи короткому замиканні в проміжку «анод — катод» електронної гармати. Останнє також означає і мінімальний розряд накопичувача при пробоях в гарматі та накладає вимоги на величину максимальної миттєвої потужності, яку лампа здатна розсіювати на своєму аноді.

Розглянемо графіки на рис. 3, на яких зображені три основні випадки миттєвого положення робочої точки А системи живлення електронної гармати, тобто положення точки перетину вольт-амперних характеристик лампи $I_{ал} = I_{ал}(U_{ал}, U_{екр})$ та гармати

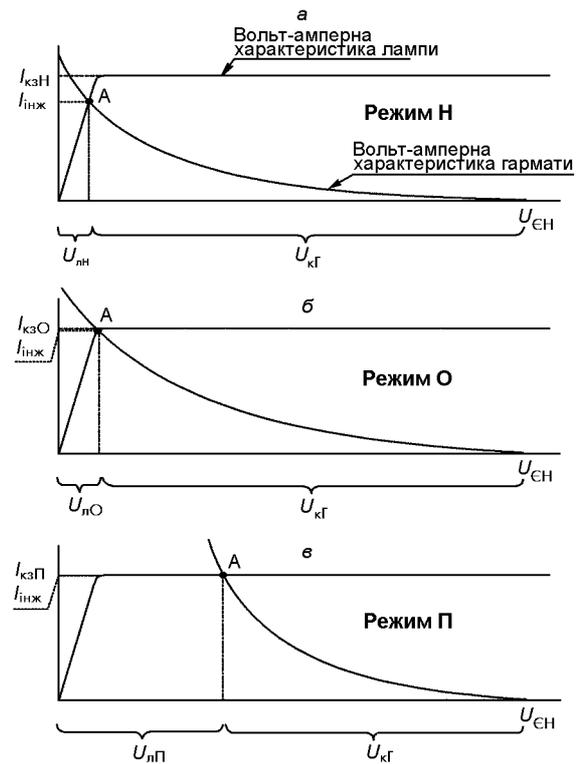


Рис. 3. Характерні режими роботи прискорювача на ємнісних накопичувачах

$I_{кГ} = pU_{кГ}^{3/2}$ в якусь фіксовану мить інжекції пучка.

Нехай потужність інжектваного пучка буде $P_{інж} = I_{кГ}U_{кГ}$, де $I_{кГ}$, $U_{кГ}$ — струм та напруга катоду гармати. Припустимо, що у всіх цих трьох випадках прискорювач інжектуює тільки прямокутний однаковий імпульс із тривалістю $\tau_{інж}$. Розглянемо якісно в кожному з показаних випадків величину втрат потужності на лампі як під час інжекції так і під час короткого замикання в гарматі.

При газовому розряді чи короткому замиканні в гарматі маємо $U_{кГ} \approx 0$. Тобто, висока напруга ємнісного накопичувача $U_{ен}$ практично повністю падає на лампу, оскільки анодна напруга лампи

$$U_{ал} = U_{ен} - U_{кГ}.$$

Але обмежувальний струм короткого замикання $I_{кз}$, що протікає при цьому через лампу, взагалі можна встановити різним, оскільки це може бути продиктовано різними потребами (наприклад, формування особливого імпульсу інжекції).

Зрозуміло також, що якраз коротке замикання в гарматі накладає вимогу до максимально допустимих миттєвої та середньої потужностей, які повинна розсіювати лампа на своєму аноді. Глибина

розряду накопичувача внаслідок інжекції однакового прямокутного імпульсу буде у всіх цих типових випадках однакова й приблизно рівна

$$\Delta U_{\text{сн}} = \frac{I_{\text{кГ}} \tau_{\text{інж}}}{C_{\text{сн}}}$$

для достатньо великої ємності $C_{\text{сн}}$ і для відносно короткого імпульсу $\tau_{\text{інж}}$. Але максимальна глибина розряду при можливих пробоях і короткому замиканні в гарматі буде різною, оскільки вона буде залежати від струму стабілізації короткого замикання $I_{\text{кз}}$, величина якого визначається встановленою керуючою напругою на екранній сітці лампи.

Легко бачити, що за всіх інших однакових умов глибина розряду ємнісного накопичувача та потужність, що розсіюється на аноді лампи, у всіх трьох режимах буде різною.

Режим типу Н (Недогрів). Цей випадок характерний або для недостатньо нагрітого катода гармати, або для невиправдано великої встановленої межі струму короткого замикання (рис. 3, а). Робоча точка А знаходиться в області відносно малих напруг на початковій похилій ділянці вольт-амперної характеристики лампи до точки її перегину. Глибина розряду $\Delta U_{\text{кзН}}$ накопичувача при короткому замиканні більша, ніж при інжекції, оскільки струм короткого замикання $I_{\text{кзН}}$ може бути більшим, ніж струм інжекції $I_{\text{інж}} \approx I_{\text{кГ}}$. Тому втрати на лампі при нормальних умовах інжекції мінімальні і складають $P_{\text{лН}} = I_{\text{кГ}} U_{\text{лН}}$.

Але під час короткого замикання чи газового розряду в гарматі лампа перебуває в найважчих умовах. До неї прикладається майже вся висока напруга $U_{\text{сн}}$ ємнісного накопичувача, і через неї проходить найбільший струм $I_{\text{кзН}}$, тому на аноді лампи розсіюється максимальна потужність $I_{\text{кз}} U_{\text{сн}}$.

Режим типу О (Оптимальний). Робоча точка А знаходиться в області перегину вольт-амперної характеристики лампи (рис. 3, б). Втрати на лампі при нормальній інжекції майже мінімальні і складають $P_{\text{лО}} = I_{\text{кГ}} U_{\text{лО}}$. При короткому замиканні в гарматі лампа перебуває в менш важких умовах, порівняно з режимом типу Н, оскільки через неї проходить менший струм $I_{\text{кзО}}$.

Глибина розряду $\Delta U_{\text{кзО}}$ накопичувача при короткому замиканні майже така, як при інжекції. Але оскільки $I_{\text{кзО}} < I_{\text{кзН}}$, то глибина розряду менша, ніж при режимі типу Н, тобто $\Delta U_{\text{кзО}} < \Delta U_{\text{кзН}}$.

Режим типу П (Перегрів). Цей випадок може бути характерним для занадто перегрітого катода гармати або для невиправдано малої встановленої межі струму короткого замикання (рис. 3, в). Робоча точка А знаходиться за точкою перегину

вольт-амперної характеристики лампи в області її струмостабілізуючих властивостей.

Під час інжекції втрати на лампі в порівнянні з іншими режимами найбільші (оскільки напруга на лампі під час інжекції найбільша) і складають $P_{\text{лП}} = I_{\text{кГ}} U_{\text{лП}}$. При короткому замиканні в гарматі лампа перебуває приблизно в таких же умовах, як і при режимі типу О, тобто в менш важких умовах, порівняно з режимом типу Н, оскільки через неї проходить менший струм $I_{\text{кзП}} \approx I_{\text{кзО}} < I_{\text{кзН}}$.

Глибина розряду $\Delta U_{\text{кзП}}$ накопичувача при короткому замиканні приблизно така, як і при інжекції.

Але саме таке положення робочої точки, тобто режим типу П, приходиться використовувати, наприклад, при інжекції імпульсів відносно великої тривалості трикутної форми, або прямокутної з плоскою вершиною.

Тобто, під час нормальної інжекції прямокутного імпульсу максимальні втрати на лампі характерні для режиму типу П. Мінімальні втрати має режим типу Н. Але, якщо повністю відкрита лампа може мати низьку анодну напругу, тобто напруга точки перегину вольт-амперної характеристики лампи невелика, то втрати на аноді лампі в цьому режимі можуть бути не набагато більшими, ніж в режимі типу О.

З іншого боку, при виникненні короткого замикання в гарматі, за всіх інших однакових умов, але при різних режимах роботи, напруга на накопичувачі зменшиться по-різному:

$$\Delta U_{\text{кзП}} \leq \Delta U_{\text{кзО}} < \Delta U_{\text{кзН}}$$

оскільки струми обмеження короткого замикання відносяться як

$$I_{\text{кзП}} \leq I_{\text{кзО}} < I_{\text{кзН}}$$

Максимальна глибина розряду накопичувача та більший час відновлення нормальної робочої напруги на накопичувачі (і значить, максимальні витрати енергоресурсів джерел бортового живлення) у випадку пробоев у гарматі будуть при режимі типу Н. Але вони різко зменшуються по мірі наближення режиму роботи до режиму типу О й далі слабо зменшуються по мірі прояву режиму типу П.

Отже, для умов інжекції з великою імовірністю виникнення пробоев або газового розряду в проміжку «анод — катод» гармати оптимальним з точки зору як витрат енергоресурсів, так і навантаження на лампу буде режим типу О. Тому у випадку інжекції імпульсів, різноманітних за формою та амплітудою, прискорювач повинен працювати в режимі, близькому до режиму типу О, якомога більшу частину часу.

Одним із способів забезпечення оптимального режиму може бути підбір порядку розташування імпульсів з різними параметрами у циклограмі інжекції та підбір тривалості пауз між ними. Якщо якоюсь мірою це дозволяють задачі експерименту, імпульс з малою енергією інжекції можливо розташувати за імпульсом з великою енергією інжекції (коли глибина розряду накопичувача велика) на такій відстані по часу, коли і енергія імпульсу може бути забезпечена, і амплітуда напруги на лампі не більше необхідної. Крім того, в деяких межах шляхом зміни нагріву катода гармати можна змінювати характер залежності вольт-амперної характеристики гармати $I_{\text{кр}} = pU_{\text{кр}}^{3/2}$ таким чином, щоб положення робочої точки відповідало оптимальному режиму. Це нескладно, наприклад, у випадку застосування в діодній гарматі катода прямого розжарення.

7. ОСОБЛИВІ МОЖЛИВОСТІ

1) Завдяки емнісному накопичувачу потужність енергоспоживання від бортмережі набагато менша в порівнянні з потужністю інжектованого імпульсу. Наслідком цього є можливість застосовувати джерело живлення та високовольтний перетворювач напруги менших потужностей, мас, об'ємів та собівартостей.

2) Застосування регулюючої лампи дає принципову можливість не просто вмикати або вимикати струм інжекції, але й одержувати різноманітні форми імпульсів струму електронної гармати — чи модульовані за будь-яким законом, чи з абсолютно гладкою вершиною.

Слід підкреслити, що в гладких імпульсах при цьому відсутня небажана паразитна модуляція інжектованого пучка, зумовлена недостатньою фільтрацією випрямленої високої напруги живлення гармати. В традиційних системах прямого живлення електронної гармати з прямим безпосереднім перетворенням низької напруги у високу, таких як в експериментах «Зірниця», «Аракс» (Paton, 1978), такі пульсації можуть досягати великих значень амплітуди (наприклад, 25 % високої напруги). Усунути їх зовсім — принципово важко. В прискорювачі на емнісних накопичувачах таких пульсацій в гладких імпульсах можна уникнути зовсім, якщо подавати на лампу керуючий сигнал відповідно гладкої форми. У всякому разі згладити пульсації в колі екранної сітки лампи значно легше схематичними засобами, ніж зробити це саме в потужному високовольтному колі гармати традиційної системи прямого живлення.

При жорстких вимогах до модуляції струму інжектованого пучка — відсутності або наявності її — неважко застосувати спеціальні схеми живлення сіток лампи.

3) При виникненні високовольтних пробоїв чи короткого замикання в гарматі лампа автоматично може служити обмежувачем струму короткого замикання високовольтного кола. Це захищає гармату і високовольтне коло її живлення від руйнування, а високовольтний накопичувач — від глибокого розряду.

4) ВВЗП не генерує таких потужних електромагнітних шумів, як високовольтний перетворювач напруги в традиційному прискорювачі прямого живлення (Paton, 1978). Це не тільки працює на користь чистоти експерименту (оскільки активним впливом на середовище, яке вивчається, буде саме інжекція електронів, а не електромагнітних шумів), але й спрощує вирішення проблем електромагнітної сумісності з чутливою бортовою апаратурою.

5) Пентодні характеристики лампи корисні також і тим, що легко дають можливість інжектувати імпульси з великим струмом, — більшим допустимого анодного струму однієї лампи. Для цього в прискорювачі можна застосовувати паралельне з'єднання потрібної кількості однотипних ламп.

6) Принципово можливо й нескладно у випадку, коли вимагається одночасне та незалежне керування формами імпульсів як струму, так і енергії в прискорювачі цього типу, застосовувати багатоелектродну гармату — тріодну, тетродну та інші. В цьому разі, використовуючи додаткові електроди гармати, можна отримати різноманітні комбінації форм імпульсів струму та енергії інжекції, наприклад трикутну форму імпульсів струму при прямокутній формі імпульсів енергії або навпаки.

8. ОБЛАСТЬ ЗАСТОСУВАННЯ

Прискорювачі як традиційної схеми прямого живлення (Paton, 1978), так і схеми з емнісним накопичувачем мають свої окремі області застосування. Межа розділу областей застосування цих двох типів прискорювачів значною мірою визначається циклограмою інжекції, тобто тривалістю імпульсів інжекції та пауз між ними, а також енергією та силою струму інжектованого електронного пучка. Апитання оптимального циклограми інжекції в кожному експерименті, взагалі кажучи, існує завжди.

Прискорювач прямого живлення здатний інжектувати електронні пучки навіть неперервно без пауз, хоча в цьому і не завжди є потреба. А

прискорювач на ємнісних накопичувачах націлений саме на імпульсну інжекцію, коли за зондуючим імпульсом інжекції електронів слідує пауза для реєстрації відгуку навколишнього середовища на зондування. Тому переваги цього прискорювача перед прискорювачем з прямим перетворенням енергії зростають при збільшенні відношення

$$\frac{T_{\text{п}} + \tau_{\text{інж}}}{\tau_{\text{інж}}},$$

де $\tau_{\text{інж}}$ — тривалість імпульсу інжекції, а $T_{\text{п}}$ — тривалість пауз між інжекціями.

З точки зору економного використання бортових ресурсів енергії, маси та об'єму ефект від застосування цього прискорювача, як це може бути зрозумілим із принципової схеми та опису роботи Леонова (1996), можна очікувати у випадках, коли максимальна тривалість пауз між інжекціями хоча б у декілька разів перевищувала тривалість імпульсу інжекції, або у випадках, коли дуже імовірні високовольтні пробої в гарматі. Останнє, наприклад, може мати місце на відносно малих висотах 80—120 км, на початку ракетного експерименту, чи на такому його етапі, коли відбувається інтенсивне штучне або природне виділення газу поблизу апарата.

Очевидно, що доцільно застосовувати прискорювач саме цього типу, коли необхідно інжектувати електронні пучки з абсолютно гладкими вершинами чи формами імпульсів (наприклад, при тривалостях інжекції порядку 10—1000 мс) або при особливих формах імпульсів струму чи енергії пучка. Здатність цього прискорювача інжектувати або модульовані, або абсолютно гладкі імпульси на відміну від прискорювача традиційного типу дозволяє диференційовано, а значить і більш цілеспрямовано та свідомо використовувати фактори активного впливу при інжекції на середовище, яке вивчається.

Балебанов В. М., Гагуа Т. И., Клос З. и др. Особенности плазменных процессов, возникающих в зоне инъекции пучка электронов с высотного зонда. Исследование пучково-плазменного разряда. — М., 1983.—38 с.—(Препринт / АН СССР, ИКИ; № 781).

Куклинский Б. Д., Леонов Н. А., Манагадзе Г. Г. и др.

Ускоритель электронов на емкостных накопителях для активных экспериментов в космосе. — М., 1983.—18 с.—(Препринт / АН СССР, ИКИ; № 860).

Леонов М. А. Бортовий прискорювач електронів на накопичувачах-ємностях: основні співвідношення та оцінки // Космічна наука та технологія.—1996.—2, № 5—6.—С. 46—52.

Манагадзе Г. Г., Мартинсон А. А., Леонов Н. А., Седов Н. А. Бортовая малогабаритная система инъекции электронов на накопителях для активных ракетно-космических экспериментов // Активные эксперименты в космосе: Тр. ИПГ. — 1983.—Вып. 5.

Managadze G. G., Balebanov V. M., Burchuladze A. A. et al. Potential observations of an electron-emitting rocket payload and other relayed plasma measurements // Planet. Space Sci.—1988.—36, N 4.—P. 399—410.

Paton B. E., Dudko D. A., Bernadsky V. N. et al. A powerful electron accelerator for active space experiments // Space Science Instrumentation.—1978.—4, N 2—3.—P. 131—138.

Sagdeev R. Z., Managadze G. G., Maiorov A. D., et al. Peculiarity of the environment disturbance during the electron beam injection from the rocket. COSPAR // Adv. Space Res.—1981.—1, N 2.—P. 77—87.

ONBOARD ELECTRON ACCELERATOR WITH THE CAPACITANCE STORAGE: PECULIARITIES

M. A. Leonov

The onboard accelerator with the capacitance storage is flexible in the adjustment of main accelerator performances to the scientific tasks of an experiment. Such an accelerator is able to conform to the principles of the resource and energy saving technology. It has also many unique features which are very important just for a physicist-investigator. In order to reach higher performances of this accelerator, it is necessary not only to take into account special requirements, but also to set the optimal operating condition. Some most general peculiarities of several units of the onboard electron beam accelerator with the capacitance storage are briefly described from the point of view of physicist-investigator. Two versions of the accelerator scheme and the differences between them are considered. Special capabilities and the most appropriate application field of the accelerator are pointed out. The problem of operating conditions can also arise when several accelerator units are integrated into a single device. For this reason three main characteristic operating conditions of the electron beam accelerator with the capacitance storage are considered. There are two main criteria in the estimation of operating conditions: 1) the least power loss on the regulating lamp anode during electron injections and 2) the minimal discharge of the capacitance storage during a short-circuit or a high voltage avalanche breakdown between the anode and the cathode of the electron gun. The optimal operating mode in any general case can be chosen taking into account this qualitative consideration.

УДК 629.07.54

**Двумерная задача упругого взаимодействия
акустического излучения маршевых двигателей
с плоскими элементами конструкции КА**

В. В. Карачун

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Надійшла до редакції 06.03.97

Визначаються закономірності згинного руху пласкої перешкоди під дією акустичного випромінювання з боку маршових двигунів носіїв.

Установлено, что акустическое излучение со стороны маршевых двигателей носителей оказывает существенное влияние на механические системы конструкции КА, а также на комплектующие элементы, в том числе на бортовую аппаратуру. Это относится, в первую очередь, к режиму старта носителя. Наиболее чувствительными к акустическому воздействию являются плоские элементы, имеющие малую жесткость в поперечном направлении (Карачун, 1993). Генерируемые в них изгибные колебания в некоторых случаях могут приобретать недопустимо большие амплитуды. Это может иметь место, например, при волновом совпадении (пространственном резонансе), пространственно-частотном и неполном пространственно-частотном резонансах. Поэтому представляет научный и практический интерес изучение закономерностей формирования волновых процессов в плоских элементах конструкции космических аппаратов под воздействием акустического излучения с целью дальнейшего учета их влияния на динамику механических систем конструкции КА.

Звуковое поле, в котором находится пластина, примем диффузным, т. е. таким, когда распространение звуковой волны по отношению к нормали ее лицевой поверхности является равновероятным.

Длину генерируемой изгибной волны ограничим не менее чем шестикратным превышением толщины, что позволит воспользоваться для описания рассматриваемого явления уравнениями движения тонких пластин.

Пусть a и b — длина и ширина пластины. Ее толщина 2δ постоянна по всей площади и значительно меньше двух других геометрических размеров: $2\delta \ll a, b$. Материал пластины предполагается абсолютно упругим, однородным и изотропным (Карачун, Дидковский, 1992).

С учетом малости прогибов W_1 пластины при акустическом нагружении по сравнению с ее толщиной боковые грани заштрихованного элемента площади длины dy и ширины dx , выделенного на расстоянии z от средней плоскости xOy , можно предполагать параллельными плоскостям xOz и yOz и перпендикулярными к срединной плоскости пластины во все время движения (рис. 1).

Какой бы функцией координат x и y ни был прогиб W пластины, его всегда можно представить в прямоугольной области двойным рядом по нормальным функциям, т. е.

$$W(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}, \quad (1)$$

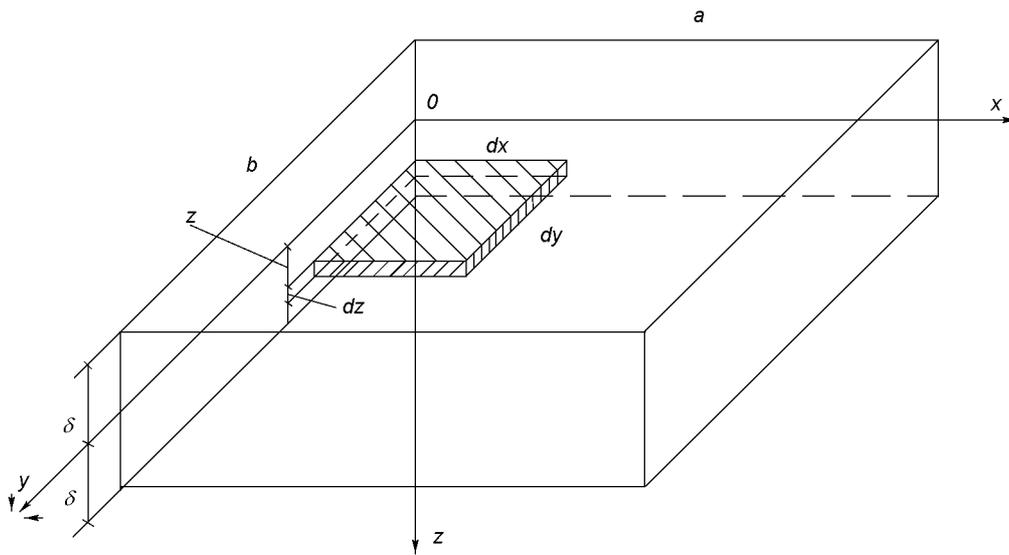


Рис. 1. Схема пространственного нагружения пластины: dx, dy, dz — размеры элементарного объема

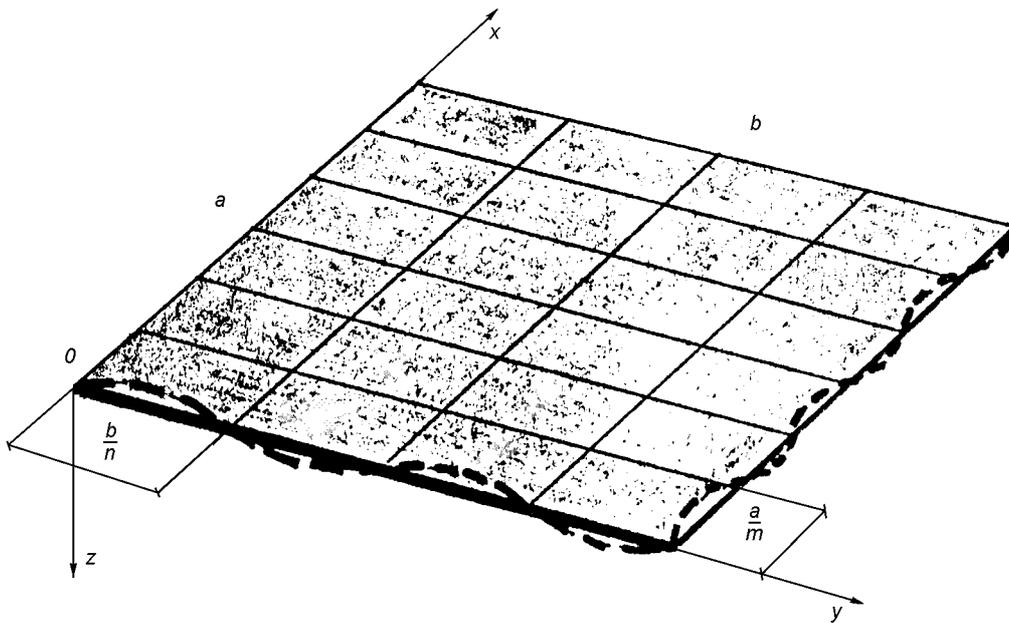


Рис. 2. Распределение прогибов пластины при звуковом воздействии

где $m, n = 1, 2, \dots$ — числа полуволн изгиба соответственно вдоль осей x и y (рис. 2); $W(x, y)$ — смещение точки пластины с координатами x, y в направлении оси z ; $W_{mn} = W_{mn}(t)$.

Очевидно, что каждый член ряда (1) удовлетворяет граничным условиям вида

$$\begin{aligned}
 [W]_{x=0;a} &= \left[\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right]_{x=0;a} = 0; \\
 [W]_{y=0;b} &= \left[\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right]_{y=0;b} = 0.
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Значение максимальной потенциальной энергии Π_0 , накопленной при изгибной деформации пластины, можно определить интегрированием по двум измерениям величины максимальной потенциальной энергии $d\Pi_0$ элементарного участка пластины (рис. 1). Тогда с учетом (1) получим

$$\begin{aligned} \Pi_0 = & \frac{D}{2} \int_0^a \int_0^b \left[\left(\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} \right)^2 + \left(\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} \right)^2 + \right. \\ & + 2\sigma \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} + \\ & \left. + 2(1 - \sigma) \left(\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x \partial y} \right)^2 \right] dx dy, \quad (3) \end{aligned}$$

где $D = E(2\delta)^3 [12(1 - \sigma)]^{-1}$ — цилиндрическая жесткость пластины; E — модуль упругости; σ — коэффициент Пуассона.

Величину максимальной кинетической энергии T_0 поперечных колебаний пластины можно определить по формуле

$$T_0 = 2^{-1} \mu \omega^2 \int_0^a \int_0^b W^2(x, y) dx dy, \quad (4)$$

где μ — масса единицы площади пластины; ω — круговая частота.

Используя принцип виртуальных перемещений, можно получить дифференциальное уравнение движения пластины в главных координатах при свободных колебаниях (Карачун, Дидковский, 1992):

$$\mu \ddot{W}_{mn} + D\pi^4 (m^2 a^{-2} + n^2 b^{-2})^2 W_{mn} = 0, \quad (5)$$

где

$$\pi^2 (\mu^{-1} D)^{1/2} (m^2 a^{-2} + n^2 b^{-2})^2 = \omega_{mn}^2$$

— собственная частота колебаний;

$$\delta W = \delta W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$$

— виртуальное перемещение.

Аналогично рассуждая, можно получить уравнения возмущенного движения

$$\mu \ddot{W}_{mn} + D\pi^4 (m^2 a^{-2} + n^2 b^{-2})^2 W_{mn} = Q_{m_1 n_1}, \quad (6)$$

где $Q_{m_1 n_1}$ — обобщенная сила, имеющая тот физический смысл, чтобы произведение $Q_{m_1 n_1} \delta W_{mn}$ представляло собой виртуальную работу звуковой волны давления $P(x, y)$, которую для удобства также представим в виде (1):

$$P(x, y) = \sum_{m_1=0}^{\infty} \sum_{n_1=0}^{\infty} P_{m_1 n_1} \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b}, \quad (7)$$

где m_1, n_1 — числа полувольт акустического излучения, приходящиеся на длину и ширину пластины соответственно; $P_{m_1 n_1}$ — амплитуда звукового давления соответствующей формы.

Таким образом, если на пластину падает звуковая волна $P_1(x, y, t)$, то виртуальная работа вычисляется по формуле

$$\delta A = \int_0^a \int_0^b P_1(x, y, t) \delta W_{mn} \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b} dx dy. \quad (8)$$

Здесь t — время.

Пусть на пластину под углом θ падает плоская звуковая волна (рис. 3) вида

$$\begin{aligned} P_1(x, y, t) = \\ = P_{10} \exp i \left\{ \omega t - k [x \sin \theta - (y - \delta) \cos \theta] + \frac{\pi}{2} \right\}, \quad (9) \end{aligned}$$

где P_{10} — амплитуда давления в падающей волне; k — волновое число; θ — угол падения волны.

Тогда

$$\delta A = \int_0^a \int_0^b P_1(x, y, t) \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b} dx dy \delta W_{mn},$$

а обобщенная сила $Q_{m_1 n_1}$ определяется выражением

$$\begin{aligned} Q_{m_1 n_1} = & \int_0^a \int_0^b P_1(x, y, t) \sin \frac{m_1 \pi x}{a} \sin \frac{n_1 \pi y}{b} dx dy = \\ = & P_{10} \exp i \left(\omega t - k \delta \cos \theta + \frac{\pi}{2} \right) \exp i k (b \cos \theta - a \sin \theta) \times \\ & \times [S_1 m_1 a^{-1} \pi \exp i (k a \sin \theta) - \\ & - S_2 n_1 b^{-1} \pi \exp i (k b \cos \theta) - S_1 S_2] \times \\ & \times [(k \cos \theta)^2 + (n_1 \pi b^{-1})^2] [(k \sin \theta)^2 + (m_1 \pi a^{-1})^2], \quad (10) \end{aligned}$$

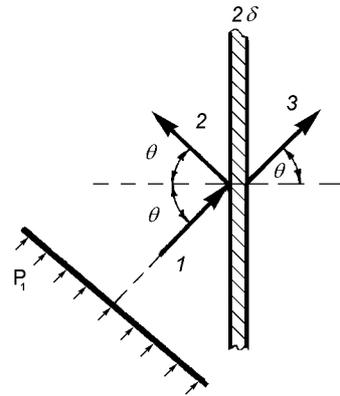


Рис. 3. Схема прохождения звукового излучения через плоскую преграду. 1, 2, 3 — соответственно падающая, отраженная и прошедшая волны

где

$$S_1 = k \cos \theta \sin n_1 \pi - n_1 \pi b^{-1} \cos n_1 \pi;$$

$$S_2 = k \sin \theta \sin m_1 \pi + m_1 \pi a^{-1} \cos m_1 \pi.$$

Если $0 < (m_1, n_1) \ll 1$, что соответствует случаю равномерно распределенной нагрузки, то формула (10) преобразуется к виду

$$Q_{m_1 n_1} = P_{10} ab (m_1 n_1)^{-1} (1 - \cos m_1 \pi) (1 - \cos n_1 \pi). \quad (11)$$

Очевидно, что для четных значений величин m_1 и n_1 , $Q_{m_1 n_1} = 0$, а для нечетных —

$$Q_{m_1 n_1} = 4 P_{10} ab (\pi^2 m_1 n_1)^{-1}. \quad (12)$$

Если, например, в геометрическом центре пластины приложена сосредоточенная гармонически изменяющаяся во времени сила $P_1(t) = P_{10} \cos \omega t$, то выражение (10) изменится:

$$Q_{m_1 n_1} = P_{10} \cos \omega t \sin \frac{m_1 \pi}{2} \sin \frac{n_1 \pi}{2}.$$

Вычислив теперь максимальную работу A_0 , выполняемую падающей звуковой волной,

$$A_0 = \int_0^a \int_0^b P_1(x, y) W(x, y) dx dy, \quad (13)$$

можно установить закон изгибных колебаний пластины из условия экстремальных свойств ее при прогибе:

$$\frac{\partial}{\partial W_{mn}} (T_0 - \Pi_0 + A_0) = 0. \quad (14)$$

В том случае, когда возникает необходимость учета диссипации энергии, обусловленной внутренним трением, достаточно учесть в формуле (14) работу и этих сил, т. е.

$$R_0 = \frac{\chi}{2} \int_0^a \int_0^b W^2(x, y) dx dy = \frac{\omega_{mn}^2 \mu \eta ab}{8} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}^2, \quad (15)$$

где $\chi = \mu \eta \omega_{mn}^2$ — коэффициент внутреннего трения; η — коэффициент потерь.

Условие (14) экстремальности в этом случае преобразуется к виду

$$\frac{\partial}{\partial W_{mn}} (T_0 - \Pi_0 + A_0 - R_0) = 0. \quad (16)$$

ПРОСТРАНСТВЕННО-ЧАСТОТНЫЙ РЕЗОНАНС

Пусть $m_1 = m$ и $n_1 = n$, что соответствует совпадению чисел полуволн акустического излучения и генерируемой в пластине вибрации по двум на-

правлениям — вдоль оси x ($m_1 = m$) и вдоль оси y ($n_1 = n$). Тогда после подстановки выражений (1) и (9) в формулы (3), (4) и (13) имеем

$$\begin{aligned} \Pi_0 &= \frac{Dab\pi^4}{8} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} (m^2 a^{-2} + n^2 b^{-2})^2 W_{mn}^2; \\ T_0 &= \frac{\omega^2 \mu ab}{8} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}^2; \end{aligned} \quad (17)$$

$$A_0 = \frac{ab}{4} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} P_{mn} W_{mn}.$$

Из условия экстремальности (14) с учетом (17) получаем для каждой пары индексов m и n

$$W_{mn} = P_{mn} [\mu(\omega_{mn}^2 - \omega^2)]^{-1}, \quad (18)$$

где значения круговой частоты собственных колебаний ω_{mn} определяется приведенной выше формулой. Выражение (18) позволяет вычислить величину прогиба пластины в каждой ее точке на mn -й форме собственных колебаний. Очевидно, что при $\omega = \omega_{mn}$ прогиб неограниченно увеличивается.

Подставляя выражение (10) в (6), определяем закон изгибных колебаний пластины на mn -й форме при непрерывном воздействии звукового излучения в интервале времени $[0, t]$, причем изгибное движение включает в себя как вынужденные, так и собственные перемещения:

$$\begin{aligned} W(x, y, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}(x, y, t) \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} = \\ &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} P_{10} \rho(t) \left\{ \mu(\omega_{mn}^2 - \omega^2) [(k \cos \theta)^2 + (n\pi b^{-1})^2] \times \right. \\ &\quad \times [(k \sin \theta)^2 + (m\pi a^{-1})^2] \left. \right\}^{-1} \times \\ &\quad \times \exp i \left\{ \omega t + k[(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta] + \frac{\pi}{2} + t g \varphi(t) \right\} \times \\ &\quad \times [S_1 m \pi a^{-1} \exp i(k a \sin \theta) - S_2 n \pi b^{-1} \exp i(k b \cos \theta) - \\ &\quad - S_1 S_2 + m n \pi^2 (ab)^{-1}] \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}, \end{aligned} \quad (19)$$

где

$$\begin{aligned} \rho(t) &= [(\cos \omega t - \cos \omega_{mn} t)^2 + \\ &\quad + (\sin \omega t - \omega \omega_{mn}^{-1} \sin \omega_{mn} t)^2]^{1/2}; \end{aligned}$$

$$t g \varphi(t) = (\sin \omega t - \omega \omega_{mn}^{-1} \sin \omega_{mn} t) (\cos \omega t - \cos \omega_{mn} t)^{-1}.$$

В случае равномерно распределенной по площади пластины акустической нагрузки, выражение (19) преобразуется к виду

$$W(x, y, t) = P_{10} 16g(\mu\pi)^{-1} \times \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} (mn\omega_{mn}^2)^{-1} (1 - \cos\omega_{mn}t) \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}. \quad (20)$$

Таким образом, изгибные колебания пластины могут быть представлены в виде суперпозиции вынужденных изгибных колебаний в пластине неограниченной протяженности и свободных колебаний, возникающих в данной пластине с учетом ее геометрических размеров.

Если импеданс пластины на mn -й форме представить в виде

$$Z_{mn} = P_{mn} V_{mn}^{-1} = i\mu\omega [(C_{in} e^{-1} \sin\theta)^4 - (\omega_{mn}\omega^{-1})^2], \quad (21)$$

то очевидно, что даже при выполнении условия волнового совпадения

$$C_{in} = c \sin^{-1}\theta,$$

но при отсутствии равенства частот собственных колебаний ω_{mn} пластины конечных размеров и частот вынужденных колебаний ω неограниченной по протяженности пластины, прогибы будут иметь конечную величину. Акустически прозрачной ($Z_{mn} = 0$) она станет лишь при одновременном выполнении равенств

$$\begin{aligned} C_{in} &= c \sin^{-1}\theta, \\ \omega &= \omega_{mn}. \end{aligned} \quad (22)$$

Численный анализ показывает, что максимальный прогиб пластины имеет место на первой (нижней) форме колебаний при $m_1 = m = 1$ и $n_1 = n = 1$ (рис. 4). Высшие формы имеют более сложную структуру движения. Так, например, при $m_1 = m = 1$ и $n_1 = n = 2$ пластина имеет, в отличие от первой формы, уже два разнополярных локальных экстремума (рис. 5), а при $m_1 = m = 1$ и $n_1 = n = 3$ — три экстремума (рис. 6). Чем выше номер формы, тем сложнее изгибное движение пластины.

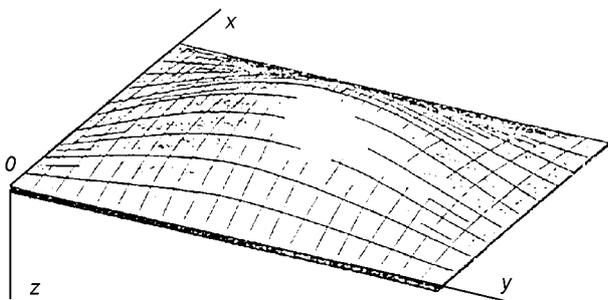


Рис. 4. Прогиб пластины под действием звуковой волны. Первая форма колебаний — $m_1 = m = 1$; $n_1 = n = 1$

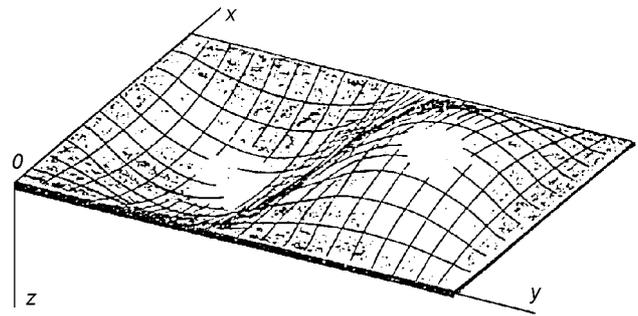


Рис. 5. Прогиб пластины под действием звуковой волны. Вторая форма колебаний — $m_1 = m = 1$; $n_1 = n = 2$

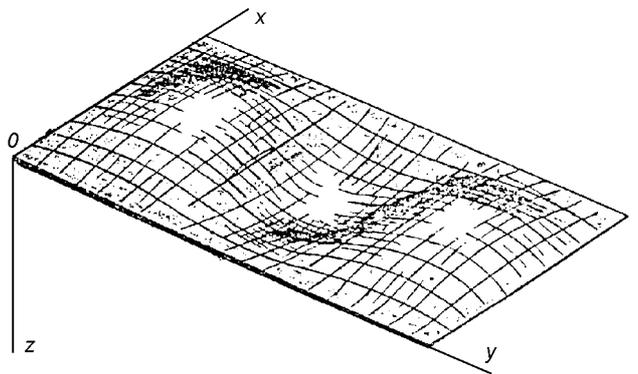


Рис. 6. Прогиб пластины на третьей форме — $m_1 = m = 1$; $n_1 = n = 3$

Число экстремумов определяется произведением mn .

При нечетных n величина прогибов значительно больше, чем при четных значениях. Таким образом, эти формы будут способствовать более интенсивной перекачке звуковой энергии из одного пространства в другое.

НЕПОЛНЫЙ ПРОСТРАНСТВЕННО-ЧАСТОТНЫЙ РЕЗОНАНС

В отличие от рассмотренного выше, проанализируем особенности динамики пластин в том случае, когда $m_1 = m$, а при $n_1 \neq n$. Это означает, что при этих условиях точно совпадают узловые линии $m_1 n_1$ -й и mn -й форм падающей звуковой волны давления и изгибной волны, но только в направлении оси x (если $m_1 \neq m$, а $n_1 = n$, то совпадение линий узлов будет в направлении оси y).

Проводя аналогичные предыдущему вычисления, получаем закон изгибного движения:

$$\begin{aligned}
 W(x, y, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}(x, y, t) \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} = \\
 &= P_{10}\rho(t) \left\{ \mu\pi(\omega_{mn}^2 - \omega^2)(n^2 - n_1^2) \times \right. \\
 &\quad \times [(k\cos\theta)^2 + (n_1\pi b^{-1})^2] [(k\sin\theta)^2 + (m_1\pi a^{-1})^2]^{-1} \times \\
 &\quad \times \{ [S_1 m_1 \pi a^{-1} \exp(i k a \sin\theta) - S_2 n_1 \pi b^{-1} \exp(i k b \cos\theta) - \\
 &\quad \quad \quad \left. - S_1 S_2] + m_1 n_1 \pi^2 (ab)^{-1} \} \times \\
 &\quad \times \exp i \left\{ \omega t + k[(b - \delta)\cos\theta - a\sin\theta] + \frac{\pi}{2} + tg\varphi(t) \right\} \times \\
 &\quad \times 2n \sin n_1 \pi \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}. \quad (23)
 \end{aligned}$$

Отсюда следует, что при одновременном равенстве $n_1 = n$ и $\omega = \omega_{mn}$ имеет место пространственно-частотный резонанс, приводящий к неограниченному увеличению амплитуды изгибных колебаний. Если выполняется лишь одно из равенств, то проявляется один из резонансов — пространственный ($n_1 = n$) или частотный ($\omega = \omega_{mn}$).

Очевидно, что при $n_1 = 1/2$ и далее для последующих нечетных значений $3/2, 5/2, 7/2$, и т. д. величина прогиба максимальна. При $n_1 = 1, 2, \dots$ изгиб пластины равен нулю и она становится акустически непрозрачной.

Кроме отмеченных особенностей, обращают на себя внимание такие: при $x = a/m$ и $y = b/n$ изгиб пластины равен нулю. Эти уравнения определяют линии узлов.

ЧАСТОТНЫЙ РЕЗОНАНС

Полагая $m_1 \neq m$ и $n_1 \neq n$ полностью исключим возможность совпадения $m_1 n_1$ -й формы акустического давления и $m n$ -й формы изгибных колебаний пластины, что соответствует частотному резонансу.

Закон поперечного возмущенного движения пла-

стины имеет вид

$$\begin{aligned}
 W(x, y, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}(x, y, t) \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} = \\
 &= P_{10}\rho(t) \left\{ \mu\pi^2(\omega_{mn}^2 - \omega^2)(m^2 - m_1^2)(n^2 - n_1^2) \times \right. \\
 &\quad \times [(k\cos\theta)^2 + (n_1\pi b^{-1})^2] [(k\sin\theta)^2 + (m_1\pi a^{-1})^2]^{-1} \times \\
 &\quad \times \{ [S_1 m_1 \pi a^{-1} \exp(i k a \sin\theta) - S_2 n_1 \pi b^{-1} \exp(i k b \cos\theta) - \\
 &\quad \quad \quad \left. - S_1 S_2] + m_1 n_1 \pi^2 (ab)^{-1} \} \times \\
 &\quad \times \exp i \left\{ \omega t + k[(b - \delta)\cos\theta - a\sin\theta] + \frac{\pi}{2} + tg\varphi(t) \right\} \times \\
 &\quad \times 4mn \sin m_1 \pi \sin n_1 \pi \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}. \quad (24)
 \end{aligned}$$

Численный анализ показывает, что характер распределения генерируемой в пластине вибрации в пространстве имеет ту же структуру, что и при пространственно-частотном резонансе, однако величины прогибов значительно меньше и с увеличением номера формы имеют тенденцию к уменьшению.

Карачун В. В. О влиянии акустического излучения на плоские элементы конструкции гироскопических приборов // Механика гироскопических систем.—1993.—Вып. 12.—С. 23—29.

Карачун В. В., Дидковский В. С. Методы расчета динамических систем. — Киев: Будівельник, 1992.—112 с.

TWO-DIMENSIONAL PROBLEM ON THE ELASTIC INTERACTION OF THE ACOUSTIC RADIATION FROM SUSTAINED ENGINES WITH PLATE ELEMENTS OF SPACE VEHICLE CONSTRUCTION

V. V. Karachun

We analyse the bending vibrational motion of a plate element in a space vehicle construction under the action of acoustic radiation from sustained engines.

УДК 629.7.54

О механизме взаимодействия акустического излучения с плоскими элементами конструкции

Е. Р. Потапова

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Надійшла до редакції 23.06.97

Будується механічна модель взаємодії акустичного випромінювання з плоскими елементами конструкції. Отримані закономірності згинного руху і визначені особливості динаміки збудженого стану пластин.

Вопросы анализа упругого взаимодействия акустического излучения (в частности, высокого уровня — выше 150 дБ) с элементами конструкции летательных аппаратов приобретают все более важное значение, так как оказалось, что в этом случае в механических системах возникают колебания, закономерности формирования которых до настоящего времени полностью не установлены. Кроме того, в процессе перекачки энергии звукового воздействия в конструкции могут иметь место локальные особенности, структура которых позволяет сделать вывод о возможных нарушениях целостности материала и наступлении акустической усталости. Речь идет о явлении пространственного резонанса (волнового совпадения).

Рассмотрим плоский элемент конструкции. Считаем, что пластина является изотропной по всей площади, энергия изгибного ее движения вследствие воздействия акустической волны давления не передается сопряженным элементам конструкции и поглощение энергии звукового воздействия осуществляется только колеблющейся пластиной. Тогда в качестве расчетной механической модели может быть выбрана плоская пластина неограниченной протяженности, толщина которой не менее чем в 6 раз больше длины волны (Карачун, 1990).

Уравнения ее изгибного движения в форме Ламе имеют вид:

$$\begin{aligned}(\lambda + \mu) \frac{\partial \xi}{\partial y} + \mu \nabla^2 V &= \rho_c \frac{\partial^2 V}{\partial t^2}, \\(\lambda + \mu) \frac{\partial \xi}{\partial z} + \mu \nabla^2 W &= \rho_c \frac{\partial^2 W}{\partial t^2}.\end{aligned}\quad (1)$$

Здесь

$$\xi = \frac{\partial V}{\partial y} + \frac{\partial W}{\partial z}, \quad \nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial y^2} + \frac{\partial^2}{\partial z^2},$$

V и W — смещения точек поверхности пластины в направлении осей y и z (рис. 1); ρ_c — плотность материала пластины; λ и μ — упругие постоянные Ламе, которые выражаются через модуль Юнга и коэффициент Пуассона следующим образом:

$$\begin{aligned}\lambda &= E\sigma[(1 + \sigma)(1 - 2\sigma)]^{-1}, \\ \mu &= E[2(1 + \sigma)]^{-1}.\end{aligned}$$

Для решения системы уравнений (1) положим

$$\begin{aligned}V &= \frac{\partial \varphi}{\partial y} - \frac{\partial \psi}{\partial z}, \\ W &= \frac{\partial \varphi}{\partial z} + \frac{\partial \psi}{\partial y}.\end{aligned}\quad (2)$$

После подстановки (2) в уравнения (1) последние распадаются на два независимых уравнения относительно функций φ и ψ :

$$\begin{aligned} \nabla^2 \varphi &= c_1^{-2} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2}, \\ \nabla^2 \psi &= c_2^{-2} \frac{\partial^2 \psi}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $c_1 = [\rho_c^{-1}(\lambda + 2\mu)]^{1/2}$ — скорость продольных волн; $c_2 = [\rho_c^{-1}\mu]^{1/2}$ — скорость поперечных волн.

Решение уравнений (3) ищем в виде

$$\begin{aligned} \varphi(y, z, t) &= f_1(z) \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta), \\ \psi(y, z, t) &= f_2(z) \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta). \end{aligned}$$

Подставив значения φ и ψ в (3), после интегрирования находим их значения и с помощью (2) определяем смещения V и W :

$$\begin{aligned} V &= - [(c_1 \exp \alpha_1 z + c_2 \exp(-\alpha_1 z)) i k_0 \sin \theta + \\ &+ \alpha_2 (c_3 \exp \alpha_2 z - c_4 \exp(-\alpha_2 z))] \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta), \\ W &= [(c_1 \exp \alpha_1 z - c_2 \exp(-\alpha_1 z)) \alpha_1 - \\ &- (c_3 \exp \alpha_2 z + c_4 \exp(-\alpha_2 z)) i k_0 \sin \theta] \times \\ &\times \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta). \end{aligned}$$

Для определения величин нормального и касательного напряжений получаем зависимости

$$\begin{aligned} z_z &= (\lambda + 2\mu) \frac{\partial W}{\partial z} + \lambda \frac{\partial V}{\partial y} = \\ &= \{ [c_1 \exp \alpha_1 z + c_2 \exp(-\alpha_1 z)] a_1 - \\ &- [c_3 \exp \alpha_2 z - c_4 \exp(-\alpha_2 z)] a_2 \} \times \\ &\times \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta); \\ z_y &= \mu \left(\frac{\partial V}{\partial z} + \frac{\partial W}{\partial y} \right) = \\ &= - \{ [c_1 \exp \alpha_1 z - c_2 \exp(-\alpha_1 z)] a_3 + \\ &+ [c_3 \exp \alpha_2 z + c_4 \exp(-\alpha_2 z)] a_4 \} \times \\ &\times \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta), \end{aligned} \quad (4)$$

где

$$\begin{aligned} a_1 &= (\lambda + 2\mu) \alpha_1^2 - \lambda k_0^2 \sin^2 \theta, \\ a_2 &= 2\mu \alpha_2 k_0 \sin \theta, \\ a_3 &= 2\mu \alpha_1 k_0 \sin \theta, \\ a_4 &= (\alpha_2^2 + k_0^2 \sin^2 \theta) \mu. \end{aligned}$$

Звуковое давление на лицевой и теневой сторонах пластины определяем формулами (рис. 1)

$$(P_1 + P_2) \Big|_{z=-\delta} = (P_{10} + P_{20}) \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta),$$

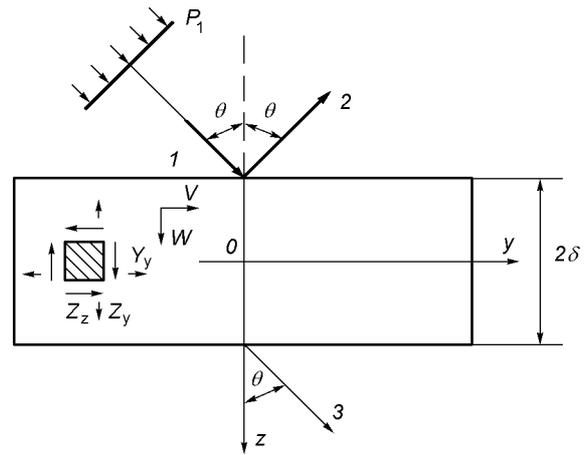


Рис. 1. Прохождение звуковой волны через пластину

$$P_3 \Big|_{z=\delta} = P_{30} \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta).$$

Здесь

$$\begin{aligned} P_1 &= P_{10} \exp i\{\omega t - k_0 [(z + \delta) \cos \theta + y \sin \theta]\}, \\ P_2 &= P_{20} \exp i\{\omega t - k_0 [-(z + \delta) \cos \theta + y \sin \theta]\}, \\ P_3 &= P_{30} \exp i\{\omega t - k_0 [(z - \delta) \cos \theta + y \sin \theta]\}, \end{aligned}$$

где P_{10} , P_{20} и P_{30} — амплитуда давления в падающей, отраженной и прошедшей волне соответственно.

Представим величины этих давлений в виде суммы симметричной и антисимметричной составляющих (рис. 2):

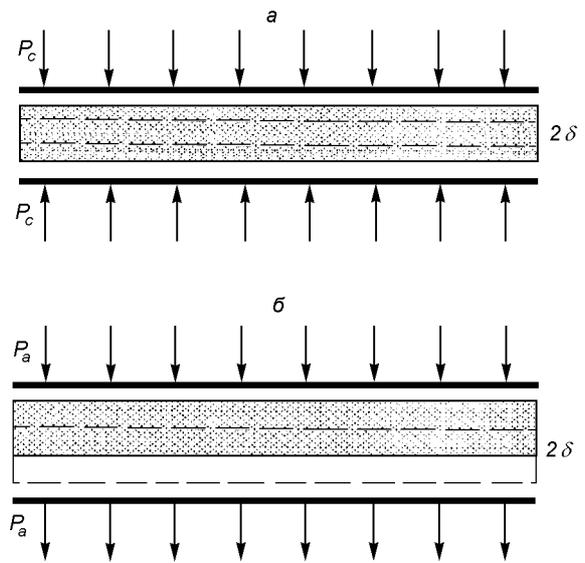


Рис. 2. Симметричная P_c и антисимметричная P_a составляющие звукового давления, действующие на пластину

$$P_c = \frac{1}{2} (P_{10} + P_{20} + P_{30}) \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta),$$

$$P_a = \frac{1}{2} (P_{10} + P_{20} - P_{30}) \exp i(\omega t - k_0 y \sin \theta)$$

и установим влияние каждой из них на изгибные колебания пластины.

При действии симметричной составляющей звукового давления граничные условия имеют вид:

$$Z_z \Big|_{z=\pm\delta} = -P_c, \quad Z_y \Big|_{z=\pm\delta} = 0. \quad (5)$$

С помощью четырех уравнений (5) находим произвольные постоянные интегрирования C_1 уравнений (4). Подставив их значения в выражения для определения поперечного смещения W , получим закон изгибных колебаний пластины при действии симметричной составляющей звукового давления:

$$W_c \Big|_{z=\pm\delta} = \mp P_c k_2 \left\{ \omega^{-2} \delta^{-1} \rho_c^{-1} [4\gamma(\gamma-1)^{1/2} \times \right. \\ \times \operatorname{cth} k_2(\gamma-1)^{1/2} - (2\gamma-1)^2(\gamma-d^2)^{1/2} \times \\ \left. \times \operatorname{cth} k_2(\gamma-d^2)^{1/2}]^{-1} \right\}, \quad (6)$$

где

$$\gamma = \left(\frac{c_2}{c} \sin \theta \right)^2, \quad k_2 = \frac{\omega \delta}{c_2},$$

$$d^2 = \left(\frac{c_2}{c_1} \right)^2 = \frac{1-2\sigma}{2(1-\sigma)},$$

c — скорость звука в воздухе.

Если на пластину действует антисимметричная составляющая давления, то граничные условия имеют вид

$$Z_z \Big|_{z=-\delta} = -P_a, \quad Z_z \Big|_{z=\delta} = P_a, \\ Z_y \Big|_{z=-\delta} = 0, \quad Z_y \Big|_{z=\delta} = 0,$$

а величина смещения определяется формулой

$$W_a \Big|_{z=\pm\delta} = k_2 P_a \left\{ \omega^2 \delta \rho_c [4\gamma(\gamma-1)^{1/2} \times \right. \\ \times \operatorname{th} k_2(\gamma-1)^{1/2} - (2\gamma-1)^2(\gamma-d^2)^{1/2} \times \\ \left. \times \operatorname{th} k_2(\gamma-d^2)^{1/2}]^{-1} \right\}, \quad (7)$$

При выполнении ограничений

$$|k_2[\gamma-1]^{1/2}| \leq 0.9, \quad |k_2[\gamma-d^2]^{1/2}| \leq 0.9,$$

соответствующих сохранению только двух первых членов разложения в ряд тангенсов, выражения (6) и (7) принимают вид

$$W_c \Big|_{z=\pm\delta} = \mp \frac{P_c}{\omega^2 \delta \rho_c} \cdot \frac{k_2^2(\gamma-d^2)}{4\gamma(1-d^2)-1} =$$

$$= \mp P_c \delta \frac{1-\sigma^2}{E} \cdot \frac{\left(\frac{c_n}{c} \sin \theta \right)^2 - \frac{1-2\sigma}{(1-\sigma)^2}}{\left(\frac{c_n}{c} \sin \theta \right)^2 - 1}, \quad (8)$$

$$W_a = \frac{P_a}{\omega^2 \delta \rho_c} \frac{1}{\frac{4}{3} \gamma(\gamma-1) k_2^2 (1-d^2) - 1}, \quad (9)$$

где

$$c_n = \left[\frac{E}{\rho_c(1-\sigma^2)} \right]^{1/2}$$

— скорость продольных волн в пластине. Формула (8) совпадает с законом изгибных колебаний пластины при симметричном давлении, полученным Л. М. Лямшевым.

Если $\gamma \ll 1$, то весь первый член в знаменателе становится малым по сравнению с единицей, и формула (9) приобретает вид

$$W_a = \frac{P_a}{\omega^2 \delta \rho_c} \frac{1}{\frac{4}{3} \gamma(\gamma-1) k_2^2 (1-d^2) - 1} = \\ = \frac{2P_a}{\omega^2 m_n} \frac{1}{\frac{D\omega^2}{m_n c^4} \sin^4 \theta - 1}, \quad (10)$$

что является известным законом изгибных колебаний тонкой пластины. Здесь

$$D = \frac{2}{3} \frac{E\delta^3}{1-\sigma^2}$$

— цилиндрическая жесткость пластины при изгибе; $m_n = 2\delta\rho_c$ — масса единицы площади пластины. Следовательно, колебания пластины, на которую падает под углом θ плоская звуковая волна, могут быть описаны уравнениями движения тонких пластин, если длина следа падающей волны при $\gamma \gg 1$ или длина поперечной волны при $\gamma \ll 1$ составляет не менее 3.5–6 толщин слоя.

Сравнение динамических и статических модулей упругости стали показало, что ее динамическая жесткость не отличается от статической. Это не относится к мягким материалам, где нужно учитывать изменение динамических параметров.

Используя выражения (8) и (9), можно получить закон движения любого слоя пластины. Неудобство полученных формул состоит в том, что перемещение пластины является функцией симметричной и антисимметричной составляющей давления, а не амплитуды давления падающей волны P_{10} .

От этого недостатка легко избавиться, воспользовавшись понятием коэффициента A прохождения

звука и коэффициента B отражения звука. Первый определяется как отношение амплитуды давления в прошедшей P_{30} и падающей P_{10} волнах, а второй — как отношение амплитуды давления в отраженной P_{20} и падающей P_{10} волнах, т. е. $A = P_{30}/P_{10}$, $B = P_{20}/P_{10}$. Будем далее искать величины этих коэффициентов. Из схемы прохождения звука очевидно, что общая скорость смещения поверхностей пластины под действием как симметричной, так и антисимметричной составляющих звукового давления равна сумме симметричной и антисимметричной скоростей на лицевой стороне пластины и их разности на теневой стороне:

$$\frac{\partial W}{\partial t} \Big|_{z=-\delta} = \frac{iP_c}{\omega\delta\rho_c} \cdot \frac{1}{z_c^{(1)} + iz_c^{(2)}} + \frac{iP_a}{\omega\delta\rho_c} \cdot \frac{1}{z_a^{(1)} + iz_a^{(2)}}, \quad (11)$$

$$\frac{\partial W}{\partial t} \Big|_{z=\delta} = \frac{iP_a}{\omega\delta\rho_c} \cdot \frac{1}{z_a^{(1)} + iz_a^{(2)}} - \frac{iP_c}{\omega\delta\rho_c} \cdot \frac{1}{z_c^{(1)} + iz_c^{(2)}}. \quad (12)$$

Из условия сплошности на границе двух сред можно сделать вывод о равенстве колебательной скорости пластины и нормальной составляющей скорости звуковой волны. Тогда граничные условия по поверхности пластины можно записать так:

$$\frac{\partial W}{\partial t} \Big|_{z=-\delta} = \frac{P_1 - P_2}{z_0} \cos\theta, \quad (13)$$

$$\frac{\partial W}{\partial t} \Big|_{z=\delta} = \frac{P_3}{z_0} \cos\theta,$$

где $z_0 = \rho_0 c$ — удельное акустическое сопротивление воздуха; ρ_0 — плотность воздуха; $V = P/z_0$ — соотношение между колебательной скоростью V и давлением P для плоской волны в воздухе. Исключив из системы уравнений (11)—(13) P и $\partial W/\partial t$, найдем коэффициент прохождения A и коэффициент отражения B звука: $A = A_1/N$, $B = B_1/N$.

$$N = \left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{\Delta_c}\right) \left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{\Delta_c}\right) - \frac{z_c^{(1)} z_a^{(1)}}{\Delta_c^2} - i \left[\left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{\Delta_c}\right) \frac{z_a^{(1)}}{\Delta_c} + \left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{\Delta_c}\right) \frac{z_c^{(1)}}{\Delta_c} \right], \quad (14)$$

$$A_1 = \frac{z_c^{(2)}}{\Delta_c} - \frac{z_a^{(2)}}{\Delta_c} - i \left(\frac{z_a^{(1)}}{\Delta_c} - \frac{z_c^{(1)}}{\Delta_c} \right),$$

$$B_1 = 1 + \frac{z_a^{(1)} z_c^{(1)}}{\Delta_c^2} - \frac{z_a^{(2)} z_c^{(2)}}{\Delta_c^2} + i \left(\frac{z_a^{(1)} z_c^{(2)}}{\Delta_c^2} + \frac{z_a^{(2)} z_c^{(1)}}{\Delta_c^2} \right),$$

где

$$\Delta_c = \frac{z_0}{\omega\delta\rho_c \cos\theta}.$$

С учетом (14) закон изгибных колебаний пластины выглядит следующим образом:

$$W = \frac{1}{2} \frac{(P_{10} + P_{20} - P_{30})}{\omega^2 m_n} \cdot \frac{1}{\frac{D\omega^2}{m_n c^4} \sin^4\theta} \times \exp i(\omega t - k_0 y \sin\theta) + \frac{1}{2} \frac{(P_{10} + P_{20} + P_{30})}{E} \times \left(\frac{c_n}{c} \sin\theta \right)^2 - \frac{1 - 2\sigma}{(1 - \sigma)^2} \exp i(\omega t - k_0 y \sin\theta) = P_{10} \exp i(\omega t - k_0 y \sin\theta) [(1 + B - A)\mu_1 + (1 + B + A)\mu_2] = \frac{P_{10}}{\rho} \exp i(\omega t - k_0 y \sin\theta - \varphi) \times [\rho_1 \mu_1 \exp i\varphi_1 + \rho_2 \mu_2 \exp i\varphi_2], \quad (15)$$

где

$$\rho = \left\{ \left[\left(\frac{z_a^{(1)}}{\Delta_c} \right)^2 + \left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{\Delta_c} \right)^2 \right] \times \left[\left(\frac{z_c^{(1)}}{\Delta_c} \right)^2 + \left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{\Delta_c} \right)^2 \right] \right\}^{1/2},$$

$$\rho_1 = \left[\left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{2\Delta_c} \right)^2 + \left(\frac{z_a^{(1)}}{\Delta_c} \right)^2 \right]^{1/2},$$

$$\rho_2 = \left[\left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{2\Delta_c} \right)^2 + \left(\frac{z_c^{(1)}}{\Delta_c} \right)^2 \right]^{1/2},$$

$$\varphi_1 = \arctg \left[- \frac{z_a^{(1)}}{\Delta_c} \left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{2\Delta_c} \right)^{-1} \right],$$

$$\varphi_2 = \arctg \left[- \frac{z_c^{(1)}}{\Delta_c} \left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{2\Delta_c} \right)^{-1} \right],$$

$$\varphi = \arctg \left[\frac{z_a^{(1)}}{\Delta_c} \left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{2\Delta_c} \right) + \frac{z_c^{(1)}}{\Delta_c} \left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{2\Delta_c} \right) \right] \times \left[\frac{z_a^{(1)} z_c^{(1)}}{\Delta_c^2} - \left(1 + \frac{z_c^{(2)}}{\Delta_c} \right) \left(1 + \frac{z_a^{(2)}}{\Delta_c} \right) \right]^{-1},$$

$$\mu_1 = [\omega^2 m_n (D\omega^2 m_n^{-1} c^{-4} \sin^4\theta - 1)]^{-1},$$

$$\mu_2 = E^{-1} \delta (1 - \sigma^2) [(c_n c^{-1} \sin\theta)^2 - (1 - 2\sigma)(1 - \sigma)^{-2}] [(c_n c^{-1} \sin\theta)^2 - 1]^{-1};$$

z_a^i, z_c^i — импеданс (отношение давления к скорости смещения поверхности пластины) для симметричной и антисимметричной составляющих звукового воздействия.

Как показывает численный анализ амплитуды изгибных колебаний пластины, то величина ее, вообще говоря, уменьшается по экспоненциальному закону $\exp(-\gamma\omega)$ с увеличением частоты ω падающей волны, но увеличивается по абсолютной величине с увеличением угла θ (рис. 3), что объясняется усилением влияния антисимметричной составляющей звукового давления, приводящей к раскачке пластины

На частотах ω_b наблюдается «всплеск» графиков, а для углов $\theta \geq 0.393$ (22.5°) этому «всплеску» предшествует резкое уменьшение амплитуды a_b^H на частотах ω_b^H , которое сопровождается изменением фазы колебаний на π рад.

На практике редко приходится встречаться с акустическим воздействием в виде одной волны, падающей под углом θ на пластину. Поэтому логично рассмотреть случай диффузного падения звуковой волны давления. Речь идет о равновероятном переносе звуковой энергии по углу θ в пределах от 0 до $\pi/2$.

Таким образом, при диффузном падении звуковой волны изгибные колебания пластины будут суммироваться для всех значений углов θ . Чтобы получить закон одномерных изгибных колебаний, достаточно провести усреднение согласно Пэрису изгибных колебаний пластины для всех θ , т. е.

$$W_{\text{dif}} = 2 \int_0^{7.5 \frac{\pi}{16}} W \cos\theta \sin\theta d\theta =$$

$$= 2P_{10} \int_0^{7.5 \frac{\pi}{16}} \rho^{-1} \exp i(\omega t - k_0 y \sin\theta) \times$$

$$\times [\rho_1 \mu_1 \exp i\varphi_1 + \rho_2 \mu_2 \exp i\varphi_2] \cos\theta \sin\theta d\theta. \quad (16)$$

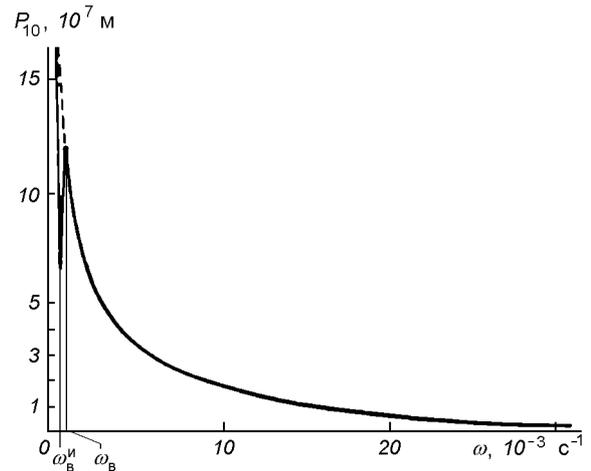


Рис. 4. Изменение амплитуды изгибной волны пластины в диффузном поле

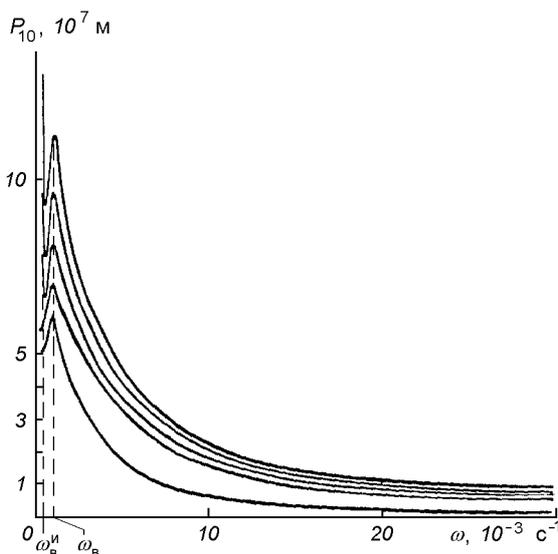


Рис. 3. Амплитуда изгибной волны пластины при акустическом нагружении: 1 — при $\theta = 0.196$, 2 — 0.393 , 3 — 0.589 , 4 — 0.785 , 5 — 0.981 , 6 — 1.177 , 7 — 1.373 , 8 — 1.568 рад

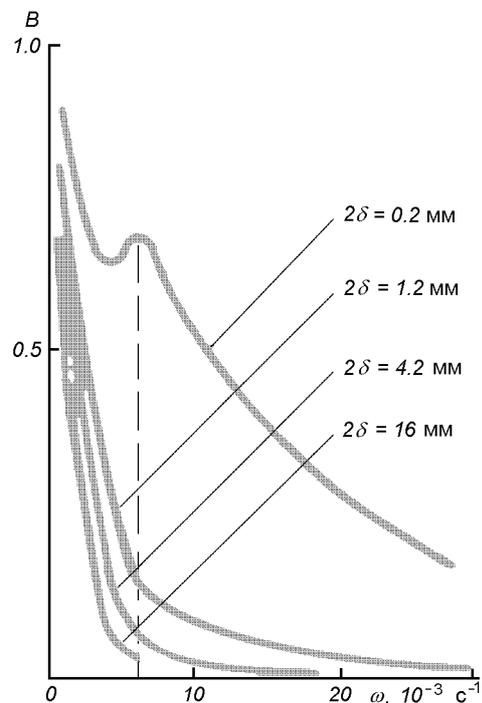


Рис. 5. Влияние толщины пластины на величину коэффициента отражения звука

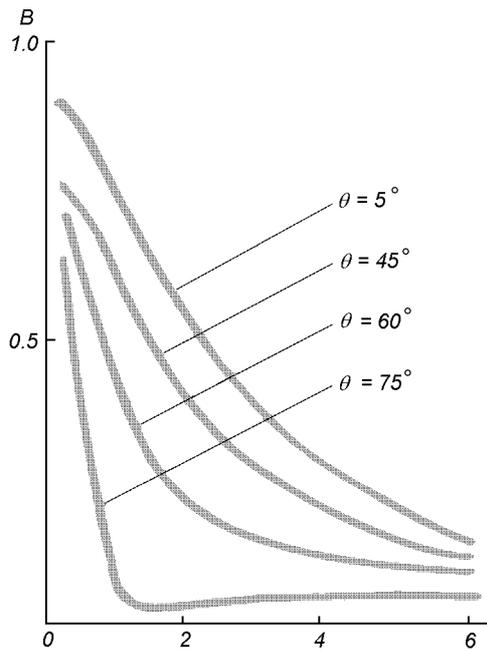


Рис. 6. Влияние угла падения звуковой волны на величину коэффициента отражения звука

Анализ этого выражения при тех же исходных данных, что и для одной волны, показывает, что амплитуды изгибных колебаний с увеличением частоты ω падающих звуковых волн также уменьшаются по экспоненциальному закону (рис. 4). На частоте $\omega_b^H = 0.4 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$ происходит изменение

фазы колебаний на π рад с резким уменьшением амплитуды колебаний до $a_b^H = 6.6 \cdot 10^{-7} P_{10}$. На частоте $\omega_b = 0.8 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$ так же, как и в предыдущем случае, наблюдается «всплеск» на графике, амплитуда которого равна $a_b = 11.9 \cdot 10^{-7} P_{10}$ и далее амплитуда монотонно уменьшается.

Влияние толщины пластины на коэффициент прохождения звука представлено на рис. 5.

С уменьшением толщины пластины коэффициент прохождения звука с увеличением частоты ω уменьшается более медленно, одновременно величина коэффициента B увеличивается. При толщине пластины 0.2 мм даже имеет место резонансный всплеск.

Угол падения волны θ также оказывает влияние на коэффициент B . С увеличением угла падения коэффициент отражения звука уменьшается (рис. 6).

Карачун В. В. Об особенностях акустического нагружения пластин конечных размеров // Пробл. прочности.—1990.— № 10.—С. 93—96.

ON A MECHANISM OF INTERACTION OF ACOUSTIC EMISSION WITH FLAT CONSTRUCTION ELEMENTS

E. R. Potapova

A mechanic analog of interaction of acoustic emission with flat construction elements is built. Characteristics of bending oscillation motion of a plate and its excitation state dynamics are studied.

УДК 621.391.253

Применение сложных сигналов в командно-телеметрических радиоперелиниях

Ю. В. Стасев¹, И. Д. Горбенко², Б. И. Макаренко³,
А. В. Ивашкин¹, Д. Н. Воронов¹

¹Харківський військовий університет, Харків

²Харківський технічний університет радіоелектроніки, Харків

³Науково-дослідний інститут радіотехнічних вимірювань, Харків

Надійшла до редакції 07.03.97

Розглядаються алгоритми побудови та досліджуються властивості складних сигналів. Аналізується захищеність від збурень та імітостійкість командно-телеметричних радіоперелиній з різними системами складних сигналів.

ВВЕДЕНИЕ

Опыт эксплуатации систем управления космическими аппаратами показал (Тузов и др., 1993) что качество управления в существенной мере зависит от решения проблемы помехозащищенности и имитостойкости командно-телеметрической радиоперелинии. Решение этих проблем в определенной мере зависит от ансамблевых, структурных и корреляционных свойств используемых сложных сигналов.

К настоящему времени в командно-телеметрических радиоперелиниях широкое применение нашли сложные широкополосные сигналы, построенные на основе линейных рекуррентных последовательностей максимального периода (ЛРПМ) (Тузов и др., 1993; Горбенко и др., 1996; Spilker, 1978; Варакин, 1985). Выбор этого класса сложных сигналов обусловлен простотой реализации устройств формирования ЛРПМ, а также хорошими периодическими автокорреляционными свойствами. Вместе с тем ЛРПМ обладают неудовлетворительными ансамблевыми, структурными и взаимокорреляционными свойствами, что снижает имитостойкость и помехозащищенность командно-телеметрических радиоперелиний. Кроме того, ЛРПМ могут быть построены

только для длительностей $L = 2^m - 1$, где m — степень образующего полинома, и являются неоптимальными по апериодическим корреляционным функциям.

Развитие микропроцессорной техники и ее широкое использование в устройствах формирования и обработки сложных сигналов позволяет применять в командно-телеметрических радиоперелиниях сигналы с более сложными, нелинейными законами формирования, свободными от указанных недостатков. Особый интерес среди нелинейных систем сигналов проявлен к характеристическим и производным ортогональным последовательностям.

Характеристические последовательности, обладая примерно такими же автокорреляционными свойствами, как и ЛРПМ (уровень боковых выбросов периодической функции автокорреляции (ПФАК) $R = \pm 2$ при $L \equiv 2 \pmod{4}$ и $R = \{0; 4\}$ при $L \equiv 0 \pmod{4}$), имеют значительно лучшие ансамблевые и структурные свойства и могут быть построены для длительностей $L = p^m - 1$, где p — простое число.

Производные ортогональные последовательности, построенные на основе характеристических последовательностей, включают в себя последние и обла-

дают значительно лучшими ансамблевыми и структурными свойствами.

Ниже анализируются свойства этих систем сигналов и обосновываются характеристики командно-телеметрической радиолинии по имитостойкости и помехозащищенности.

АЛГОРИТМЫ ПОСТРОЕНИЯ СЛОЖНЫХ СИГНАЛОВ

Линейные рекуррентные последовательности максимального периода можно генерировать с помощью регистра с обратными связями, символы на выходе которого a_i удовлетворяют уравнению (Варакин, 1985)

$$a_i = \sum_{j=1}^m c_j a_{i-m+j}, \quad (1)$$

где $i - m + j > 0$; c_j — коэффициенты неприводимого примитивного полинома степени m .

Алгоритм формирования характеристических последовательностей базируется на понятии двузначного характера $\varphi(x)$ мультипликативной группы поля Галуа $GF(p^m)$. Правило формирования характеристической последовательности можно представить в виде (Горбенко, 1989)

$$a_i = \begin{cases} \varphi(\theta^i + 1), & \text{если } \theta^i + 1 \not\equiv 0 \pmod{p}, \\ 1, & \text{если } \theta^i + 1 \equiv 0 \pmod{p}, \end{cases} \quad (2)$$

где θ — первообразный элемент поля $GF(p^m)$.

Производные ортогональные последовательности строятся на основе алгоритма поэлементного умножения ортогональной системы сигналов \mathbf{H} на производящий сигнал \mathbf{W} (Стасев, Пастухов, 1996):

$$|\mathbf{A}| = \begin{vmatrix} h_{11}w_1 & h_{12}w_2 & \dots & h_{1m}w_m \\ h_{21}w_1 & h_{22}w_2 & \dots & h_{2m}w_m \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{m1}w_1 & h_{m2}w_2 & \dots & h_{mm}w_m \end{vmatrix}. \quad (3)$$

Здесь h_{ij} — элемент задающего ортогонального сигнала из ансамбля \mathbf{H} ; w_i — элемент производящего сигнала \mathbf{W} .

АНАЛИЗ ПОМЕХОЗАЩИЩЕННОСТИ КОМАНДНО-ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ РАДИОЛИНИИ СО СЛОЖНЫМИ СИГНАЛАМИ

При оценке помехозащищенности командно-телеметрической радиолинии необходимо рассматривать два режима работы: режим обнаружения (синхронизации) и режим различения сложных сигналов.

Режим обнаружения сложных сигналов характеризуется вероятностью ложной тревоги $P_{лт}$ и вероятностью пропуска сигнала $P_{пр}$.

Полагая, что число интервалов неопределенности при поиске равно N , запишем выражение, связывающее вероятности $P_{лт}$ и $P_{пр}$ с энергетическими характеристиками сигнала (Пестряков, 1973):

$$P_{пр} = \varnothing \left[\sqrt{\frac{E_c}{N_0}} - \sqrt{2 \ln \frac{N}{P_{лт}}} \right], \quad (4)$$

где

$$\varnothing(x) = \frac{2}{\pi} \int_0^x \exp(-t^2) dt,$$

E_c/N_0 — отношение энергии сигнала к спектральной мощности помехи. Выражение (4) учитывает случай, когда фаза сигнала точно известна. Очевидно, что при наличии неопределенностей по фазе достоверность обнаружения ухудшается, что можно рассматривать как потери энергии сигнала. В работе Пестрякова (1973) показано, что для сигнала со случайной фазой требуемое отношение E_c/N_0 при заданных $P_{лт}$ и $P_{пр}$ определяются выражением

$$\frac{E_c}{N_0} = \left[\sqrt{\ln \frac{N}{P_{лт}}} + \sqrt{\ln \frac{1}{P_{пр}} - 1.4} \right]^2. \quad (5)$$

В режиме различения сложных сигналов качество различения сигналов характеризуется вероятностью ошибки $P_{ош}$ и определяется соотношением (Варакин, 1985)

$$P_{ош} = 1 - \varnothing \left[\sqrt{\frac{2E_c}{N_0}} \right] \quad (6)$$

при когерентной обработке сигнала и

$$P_{ош} = 0.5 \exp[-E_c / (2N_0)] \quad (7)$$

при некогерентной обработке сигнала.

Выражения (4)–(7) позволяют оценить помехозащищенность командно-телеметрической радиолинии при воздействии заградительных и сосредоточенных по спектру помех. В то же время анализ особенностей функционирования командно-телеметрических радиолиний показывает, что наряду с заградительными и сосредоточенными по спектру помехами на радиолинию могут воздействовать мощные структурные помехи. В этом случае помехозащищенность командно-телеметрической радиолинии зависит от взаимной корреляции полезного и мешающих сигналов.

При оценке помехозащищенности командно-телеметрической радиолинии в условиях воздействия мощной структурной помехи воспользуемся выражением, связывающим вероятности $P_{лт}$ и $P_{пр}$ с

вероятностью ложной тревоги $P_{\text{лто}}$ и вероятностью правильного обнаружения $P_{\text{поо}}$ в одном интервале неопределенности (Варакин, 1985):

$$\begin{aligned} P_{\text{лт}} &= 1 - (1 - P_{\text{лто}})^L, \\ P_{\text{по}} &= 1 - (1 - P_{\text{лто}})^{L-1}(1 - P_{\text{поо}}). \end{aligned} \quad (8)$$

Вероятность ложной тревоги на интервале неопределенности согласно работе Варакина и Власова (1983) определяется выражением

$$P_{\text{лто}} = 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \frac{\Gamma(B)}{\Gamma(B-0.5)} Q\left(r_0 \sqrt{\frac{B_2}{B_0}}\right), \quad (9)$$

где $\Gamma(x)$ — гамма-функция; $B = 0.5B_2$, $Q(x)$ — функция, определяемая как

$$Q(x) = \int (B_0 + B_2 t^2)^{-r} dt. \quad (10)$$

Эта функция выражается через элементарные функции при целых значениях B (Варакин, Власов, 1983):

$$\begin{aligned} Q(x) &= \\ &= \frac{x}{2L-1} \sum_{k=1}^{B-1} \frac{(2B-1)(2B-3)\dots(2B-2k+1)}{(B-1)(B-2)\dots(B-k)(1+x^2)^{n-k}} + \\ &\quad + \frac{(2n-3)!!}{2^{n-1}(n-1)} \operatorname{arctg}x. \end{aligned} \quad (11)$$

Здесь n — номер учитываемого момента распределения уровней боковых лепестков функции корреляции сигналов

$$r_0 = \mathbf{H}\sqrt{L}/U_{\text{п}}, \quad U_{\text{п}} = k\sqrt{P_{\text{п}}},$$

k — коэффициент пропорциональности, \mathbf{H} — величина порога порогового устройства; $P_{\text{п}}$ — мощность помехи;

$$B_0 = 2\mu_4 / (5\mu_4 - 9) = 2(\gamma + 3) / (5\gamma + 6), \quad (12)$$

$$B_2 = (\mu_4 - 3) / (5\mu_4 - 9) = \gamma / (5\gamma + 6); \quad (13)$$

μ_4, γ — четвертый момент и коэффициент эксцесса распределения уровней боковых лепестков функ-

ции корреляции сигналов. Подставляя (9) в (8), получим выражение для вероятности ложной тревоги при действии на обнаружитель структурной помехи. Используя это выражение и исходя из заданной вероятности ложной тревоги $P_{\text{лт}}$, определим величину нормированного порога R_0 .

В работе Варакина и Власова (1983) получена зависимость отношения мощностей полезного и мешающего сигналов, необходимого для достижения заданных характеристик устройства различения сигналов от коэффициента эксцесса распределения уровня лепестков функции корреляции.

Выражение для вычисления вероятности ошибки $P_{\text{ош}}$ имеет вид (Стасев, Пастухов, 1996)

$$P_{\text{ош}} \leq 1 - \frac{\Gamma(B)}{\sqrt{\pi} \Gamma(B-0.5)} \sigma \left(\frac{1}{\tau} \sqrt{\frac{B_2 P_c}{B_0 P_{\text{п}}}} \right), \quad (14)$$

где σ — среднее квадратичное отклонение распределения уровней боковых лепестков функции корреляции.

Анализ выражений показывает, что качественные характеристики командно-телеметрической радиолинии зависят от статистических характеристик периодических функций взаимной корреляции (ПФВК) сигналов.

Статистические характеристики ПФВК:

- математическое ожидание выбросов M ;
- среднее квадратичное отклонение математического ожидания выбросов $\sqrt{D_M}$;
- дисперсия уровня выбросов D ;
- среднее квадратичное отклонение дисперсии выбросов $\sqrt{D_D}$;
- среднее значение максимального выброса $U_{\text{макс}}$
- и среднее квадратичное отклонение максимального выброса $\sqrt{D_{U_{\text{макс}}}}$

— оценивались по методике, приведенной в работе Варакина (1985).

В табл. 1—3 приведены результаты исследований статистических характеристик ПФВК ЛРПМ, характеристических последовательностей, производных ортогональных последовательностей. В послед-

Таблица 1. Статистические характеристики ПФВК ЛРПМ

Параметры ПФВК	Число элементов в сигнале					Усредненные значения
	15	63	255	511	1023	
M	0.24	$0.85 \cdot 10^{-1}$	$0.46 \cdot 10^{-1}$	$0.32 \cdot 10^{-1}$	$0.93 \cdot 10^{-2}$	$0.33/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_M}$	$0.5 \cdot 10^{-1}$	$0.94 \cdot 10^{-1}$	$0.2 \cdot 10^{-1}$	$0.63 \cdot 10^{-2}$	$0.54 \cdot 10^{-2}$	$0.38 \cdot 10^{-1}$
D	$0.21 \cdot 10^{-1}$	$0.91 \cdot 10^{-2}$	$0.17 \cdot 10^{-2}$	$0.93 \cdot 10^{-3}$	$0.67 \cdot 10^{-3}$	$0.06/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_D}$	0.3	$0.31 \cdot 10^{-1}$	$0.14 \cdot 10^{-1}$	$0.7 \cdot 10^{-2}$	$0.8 \cdot 10^{-2}$	$0.57 \cdot 10^{-1}$
$U_{\text{макс}}$	$2.9/\sqrt{L}$	$2.5/\sqrt{L}$	$2.9/\sqrt{L}$	$3.1/\sqrt{L}$	$3.1/\sqrt{L}$	$3/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_{U_{\text{макс}}}}$	$0.51 \cdot 10^{-1}$	$0.6 \cdot 10^{-1}$	$0.63 \cdot 10^{-1}$	$0.55 \cdot 10^{-2}$	$0.53 \cdot 10^{-2}$	$0.17 \cdot 10^{-1}$

Таблица 2. Статистические характеристики ПФВК характеристических последовательностей

Параметры ПФВК	Число элементов в сигнале					Усредненные значения
	16	60	256	508	1020	
M	0.21	$0.82 \cdot 10^{-1}$	$0.51 \cdot 10^{-1}$	$0.34 \cdot 10^{-1}$	$0.89 \cdot 10^{-2}$	$0.35/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_M}$	$0.71 \cdot 10^{-1}$	$0.98 \cdot 10^{-1}$	$0.29 \cdot 10^{-1}$	$0.73 \cdot 10^{-1}$	$0.59 \cdot 10^{-2}$	$0.45 \cdot 10^{-1}$
D	$0.27 \cdot 10^{-1}$	$0.81 \cdot 10^{-2}$	$0.27 \cdot 10^{-2}$	$0.11 \cdot 10^{-1}$	$0.75 \cdot 10^{-3}$	$0.07/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_D}$	0.34	$0.35 \cdot 10^{-1}$	$0.19 \cdot 10^{-1}$	$0.66 \cdot 10^{-2}$	$0.84 \cdot 10^{-2}$	$0.62 \cdot 10^{-1}$
U_{\max}	$3.1/\sqrt{L}$	$3/\sqrt{L}$	$3.8/\sqrt{L}$	$3.2/\sqrt{L}$	$3.1/\sqrt{L}$	$3.4/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_{U_{\max}}}$	$0.61 \cdot 10^{-1}$	$0.67 \cdot 10^{-1}$	$0.68 \cdot 10^{-1}$	$0.66 \cdot 10^{-1}$	$0.61 \cdot 10^{-2}$	$0.21 \cdot 10^{-1}$

Таблица 3. Статистические характеристики ПФВК производных ортогональных последовательностей

Параметры ПФВК	Число элементов в сигнале					Усредненные значения
	16	60	256	508	1020	
M	$3.8 \cdot 10^{-2}$	$3.3 \cdot 10^{-2}$	$2.9 \cdot 10^{-2}$	$0.35 \cdot 10^{-1}$	$0.25 \cdot 10^{-1}$	$0.367/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_M}$	$7.5 \cdot 10^{-5}$	$0.5 \cdot 10^{-4}$	$8.7 \cdot 10^{-6}$	$0.9 \cdot 10^{-3}$	$0.69 \cdot 10^{-3}$	$4.5 \cdot 10^{-5}$
D	$5.6 \cdot 10^{-2}$	$1.5 \cdot 10^{-2}$	$4.4 \cdot 10^{-3}$	$0.71 \cdot 10^{-3}$	$0.36 \cdot 10^{-3}$	$0.12/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_D}$	$0.4 \cdot 10^{-1}$	$6.4 \cdot 10^{-7}$	$1.2 \cdot 10^{-6}$	$0.64 \cdot 10^{-3}$	$0.57 \cdot 10^{-3}$	$3.3 \cdot 10^{-6}$
U_{\max}	0.38	0.33	0.19	$3.2/\sqrt{L}$	$3.8/\sqrt{L}$	$(1/3)/\sqrt{L}$
$\sqrt{D_{U_{\max}}}$	$2.1 \cdot 10^{-3}$	$1.8 \cdot 10^{-3}$	$1.1 \cdot 10^{-3}$	$0.85 \cdot 10^{-1}$	$0.77 \cdot 10^{-1}$	$1.5 \cdot 10^{-3}$

ней графе таблиц приведены усредненные значения статистических характеристик ПФВК.

Анализ табл. 1—3 показывает, что нормированные значения ПФВК характеристических и производных ортогональных систем сигналов не уступают значениям ПФВК ЛРПМ, но, как будет показано ниже, обладают значительно лучшими ансамблевыми характеристиками. Следовательно, использование характеристических и производных ортогональных систем сигналов в командно-телеметрических радиоприемниках не приведет к снижению помехозащищенности командно-телеметрических радиоприемников. В то же время, как показано в работах Варакина (1985) и Горбенко (1989), характеристические последовательности являются оптимальными по апериодическим функциям корреляции, что повышает качество функционирования систем измерения дальности и скорости.

АНАЛИЗ ИМИТОСТОЙКОСТИ КОМАНДНО-ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ РАДИОЛИНИИ

При построении командно-телеметрической радиоприемной разработчикам приходится решать не только проблему помехозащищенности, но и проблему имитостойкости.

Проблема имитостойкости командно-телеметрической радиоприемной в настоящее время решается на

основе криптографического преобразования дискретной информации с использованием специальной аппаратуры. Используемые алгоритмы базируются на вводе в информационные пакеты дополнительной избыточной информации, способной обнаружить попытки навязывания ложных сообщений и обеспечивают пассивную имитозащиту, основанную на отказе от принимаемой информации, если в принятом сообщении имеются ошибки. В ряде случаев, как показали исследования (Тузов и др., 1993), это приводит к срывам в сеансах связи. Учитывая, что в условиях лимита времени отказ от информации влечет невыполнение ряда программ, проблему имитостойкости необходимо решать не на дискретном, а на физическом уровне (Горбенко и др., 1996; Горбенко, Стасев, 1996). Так, реализация алгоритма имитозащиты на физическом уровне системы «Milstar» позволила снизить требования к помехозащищенности командно-телеметрической радиоприемной. В работе Горбенко и Стасева (1996) показано, что обеспечить требуемую имитостойкость на физическом уровне возможно при реализации в радиоприемной динамической смены форм сложных сигналов. В этом случае наряду с корреляционными свойствами используемых сигналов важное значение приобретают и ансамблевые характеристики сигналов.

В табл. 4 приведены ансамблевые характеристики ЛРПМ характеристических и производных орто-

Таблица 4. Ансамблевые характеристики сигналов

Система сигналов	L									
	15	16	63	60	255	256	511	508	1023	1020
ЛРПМ	2		8		16		48		60	
Характеристические последовательности		8		20		128		252		256
Производные ортогональные последовательности		16		$4.6 \cdot 10^3$		$1.5 \cdot 10^7$		$6.3 \cdot 10^7$		10^8

гональных последовательностей. Данные табл. 4 свидетельствуют, что характеристические и производные ортогональные последовательности существенно превосходят по ансамблевым характеристикам линейные рекуррентные последовательности, что позволяет решить проблему имитостойкости командно-телеметрической радиопередачи на физическом уровне.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ свойств сложных сигналов показал, что характеристические и производные ортогональные последовательности позволяют решить в комплексе проблему помехозащищенности и имитостойкости командно-телеметрических радиопередач на физическом уровне. Использование этих систем сигналов и реализация алгоритмов динамической смены форм сложных сигналов обеспечит активную имито- и помехозащиту командно-телеметрических радиопередач.

Варакин Л. Е., Власов В. В. Анализ воздействия мощной структурной помехи на радиотехническую систему с шумоподобными сигналами // Радиотехника и электроника.— 1983,—28, № 6.—С. 1094—1101.

Варакин Л. Е. Системы связи с шумоподобными сигналами. — М.: Радио и связь, 1985.—384 с.

Горбенко И. Д. Новые алгоритмы синтеза оптимальных дискретных сигналов // Радиотехника и электроника.—1989.—34, № 11.—С. 2352—2357.

Горбенко И. Д., Долгов В. И., Стасев Ю. В., Троцило А. С. Новый подход в обеспечении безопасности информации при проведении совместных международных космических программ // 4-й Украинско-российско-китайский симпозиум. — Киев, 1996.—С. 680—684.

Горбенко И. Д., Стасев Ю. В. Безопасность информации в космических системах связи и управления // Косміч. наука і технологія.—1996.—2, № 5—6.—С. 24—28.

Пестряков В. Б. (ред.) Шумоподобные сигналы в системах передачи информации. — М.: Сов. Радио, 1973.—243 с.

Стасев Ю. В., Пастухов Н. В. Производные ортогональные сигналы и их свойства // Косміч. наука і технологія.— 1996.—2, № 5—6.—С. 9—16.

Тузов Г. И., Урядников Ю. Ф., Прытков В. И. и др. Адресные системы управления и связи. Вопросы оптимизации. — М.: Радио и связь, 1993.—384 с.

Spilker J. J. GPS signal structure and performance characteristics // Navigation.—1978.—25, N 2.—P. 121—146.

COMPLEX SIGNALS IN COMMAND RADIO TELEMETERING

U. V. Stasev, I. D. Gorbenko, B. I. Makarenko,
A. V. Ivashkin, and D. N. Voronov

We analyze algorithms for constructing complex signals and study the properties of the signals. We analyze also electronic anticountermeasures and simulation resistance of command radio telemetering different systems of complex signals.

УДК 681.3.014

Выбор технологии проектирования и базовых архитектур дефектоустойчивых цифровых управляющих и вычислительных систем реального времени

В. С. Харченко

Харківський військовий університет

Надійшла до редакції 28.05.96

Систематизуються технології проектування ЦКОС реального часу (РЧ) із застосуванням принципу багатоальтернативності. Пропонується векторна характеристика технологій проектування багатоальтернативних дефектостійких ЦКОС і класифікуються їх базові архітектури. Аналізуються оцінки надійності та вартості ЦКОС, які проектуються за різними технологіями. Дається загальна методика вибору технологій проектування та архітектур ЦКОС РЧ з урахуванням вимог до надійності та обмежень на габаритно-масові та енергетичні характеристики.

ВВЕДЕНИЕ

Все более существенным фактором, влияющим на надежность цифровых управляющих и вычислительных систем (ЦУВС) сложных технических комплексов (летательных аппаратов, транспортных коммуникаций, энергетических систем и т. д.), работающих в реальном масштабе времени, становятся их программные средства. С одной стороны, они реализуют алгоритмы диагностирования и реконфигурации аппаратных средств при отказах, обусловленных их физическими дефектами. С другой стороны, дефекты проектирования программных средств, не выявленные при отладке и испытаниях, часто являются причиной неправильного функционирования систем. Ее весомость имеет устойчивую тенденцию нарастания, обуславливая в некоторых случаях до 50 % отказов ЦУВС (Avizienis, Larpie, 1986). Это вызвано, прежде всего, усложнением алгоритмов функционирования ЦУВС, а также ужесточением требований к срокам

разработки программных средств, что исключает возможность их проверки на всем множестве исходных данных. «Традиционные» избыточные архитектуры ЦУВС не обладают свойством устойчивости к дефектам проектирования программных средств вследствие их тиражирования в однотипных резервных каналах (Кривоносов и др., 1995). Поэтому актуальной является задача разработки таких архитектур ЦУВС реального времени, которые были бы устойчивы к дефектам как аппаратных, так и программных средств, т. е. обладали бы свойством общей дефектоустойчивости (Харченко, Благодарный, 1994). Использование термина «дефектоустойчивость» представляется в этом случае более корректным, чем термина «отказоустойчивость», учитывая то обстоятельство, что в общепринятом смысле программные средства отказать не могут. Такое свойство дефектоустойчивости может быть обеспечено на основе концепции многоальтернативных (многоверсионных) систем (Харченко, Литвиненко, 1993), развивающей принцип *N*-версион-

ного программирования (Головкин, 1986) и предполагающей построение основных и резервных компонентов ЦУВС с использованием различных (альтернативных) программных или программно-аппаратных версий (АВ). Многоальтернативная ЦУВС \tilde{S} описывается (Харченко, 1992а) множествами входных (X), выходных (Z) и настроечных (U) сигналов, множеством выполняемых функций $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^a$, а также множествами версий их выполнения $V = \{V_i = \{V_{ij}\}_{j=1}^{e_i}\}_{i=1}^a$ и законов (правил) $\Psi = \{\psi_i\}_{i=1}^a$ обработки результатов реализации этих версий $Z(V_{ij})$, т. е.

$$Z(V_i) = \Psi_i[Z(V_{i1}), \dots, Z(V_{ie_i})].$$

Результаты разработки и исследования базовых архитектур двух-, трех- и четырехальтернативных ЦУВС с параллельным и последовательным выполнением версий изложены в работах Харченко, Паршина (1991) и Харченко (1992б).

Цель данной статьи — систематизация архитектур и технологий проектирования многоальтернативных ЦУВС и разработка методики их выбора.

СИСТЕМАТИЗАЦИЯ ТЕХНОЛОГИЙ СОЗДАНИЯ ЦИФРОВЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИНЦИПА МНОГОАЛТЕРНАТИВНОСТИ

Область использования принципа многоальтернативности в общем случае может распространяться на этапы разработки технического задания ($f = 0$), разработки ($f = 1$), отладки ($f = 2$), производства ($f = 3$), испытаний ($f = 4$) и эксплуатации ($f = 5$) ЦУВС. Реализация принципа на этапе $f = i$ предполагает, что он используется на всех предшествующих μ -х этапах ($i \in 2, \dots, 5, \mu \in 1, \dots, i - 1$). Каждый из этапов характеризуется числом используемых альтернативных версий (тривиальных, т. е. полностью идентичных и нетривиальных, т. е. использующих различные программные или программно-аппаратные средства) и вариантом выбора версии или версий, передаваемых на следующий этап.

Технологию создания TS_v многоальтернативной системы \tilde{S} будем описывать векторной характеристикой:

$$TS_v = \{\langle e_v^{(f)} \rangle, \langle e_{tv}^{(f)} \rangle, \xi_{sv}^{(f)}\}_{f=1}^F, \quad (1)$$

где $e_v^{(f)}$ — общее число альтернативных версий (АВ), используемых на f -м этапе (F — число этапов); $e_{tv}^{(f)}$ — число нетривиальных АВ, используемых на f -м этапе; $\xi_{sv}^{(f)} = \{\xi_{s_1v}^{(f)}, \xi_{s_2v}^{(f)}\}$ — операция

формирования версий, используемых на $f + 1$ -м этапе.

Операция $\xi_{sv}^{(f)}$ может реализоваться путем выбора одной или нескольких альтернативных версий, полученных на f -м этапе:

$$\xi_{s_1v}^{(f)} : V^{(f)} \rightarrow \Delta V_n^{(f)}, \quad \Delta V_n^{(f)} \subseteq V^{(f)}, \quad (2)$$

либо путем формирования одной или нескольких модифицированных версий из АВ множества $V^{(f)}$:

$$\xi_{s_2v}^{(f)} : V^{(f)} \rightarrow \Delta V_n^{*(f)}. \quad (3)$$

Таким образом, ν -я технология создания системы определяется кортежами числа альтернативных версий и операцией их формирования для передачи на следующий этап.

Множество технологий создания многоальтернативных систем

$$MTS = \{TS_v\}_{v=1}^{n_t s}$$

представлено на рис. 1, где $V_{\tau}^{(f)}$, $V_{\bar{\tau}}^{(f)}$ — множества тривиальных и нетривиальных версий на f -м этапе, $\rho_v^{(f)}$ — операция генерации нетривиальных АВ. Оно включает:

— технологии создания одноальтернативных и тривиальных многоальтернативных систем TS_{10} и TS_{11} , в которых не используются нетривиальные АВ, т. е.

$$TS_{11(0)} =$$

$$= \{\langle e_v^{(f)} = e_{tv}^{(f)}(1) \rangle, \langle e_{tv}^{(f)} = 0 \rangle, \xi_{sv}^{(f)} = \xi_{s_1v}^{(f)} (\Delta V_n^{(f)} = V^{(f)})\}_{f=1}^F;$$

— технологии создания одноальтернативных и тривиальных многоальтернативных систем TS_{20} и TS_{21} , в которых нетривиальные АВ используются только на этапе отладки ($V_{\bar{\tau}}^{(1)} \neq \emptyset$, $V_{\bar{\tau}}^{(2)} \neq \emptyset$);

— технологии создания одноальтернативных и тривиальных многоальтернативных систем TS_{30} и TS_{31} , в которых принцип многоальтернативности реализуется на этапах $f \in 1, \dots, 4$;

— технологию TS_4 , которая предполагает распространение принципа многоальтернативности и на этап использования системы по назначению ($f = 5$).

Множество технологий MTS может быть расширено за счет детализации границ использования принципа многоальтернативности на этапе разработки ЦУВС, который включает этапы синтеза математической модели, алгоритмов, программных и аппаратных компонентов. В этом случае множество версий программных средств может формиро-

ваться за счет использования различных субъектов разработки, тестирования и отладки языков программирования и т. д.

Каждая технология создания ЦУВС с использованием принципа многоальтернативности характеризуется суммарными затратами времени и стоимостью:

$$T_c(TS_v) = \sum_{f=1}^F \left(\max_{j \in 1, \dots, e^{(f)}} T_{cv_j}^{(f)} + \Delta T_{cv}^{(f)} \right), \quad (4)$$

$$C_c(TS_v) = \sum_{f=1}^F (e_{tv} C_{cv}^{(f)} + e_{tv} C_{cv}^{(f)} + \Delta C_{cv}^{(f)}), \quad (5)$$

где $T_{cv_j}^{(f)}$ — продолжительность этапа f для технологии TS_v по j -й нетривиальной АВ. Считаем, что эти версии на всех этапах реализуются параллельно;

$$T_{cv}^{(f)} = T(\xi_{sv}^{(f)}) + \tau_v^{(f)},$$

причем $T(\xi_{sv}^{(f)})$ — продолжительность выполнения операции $\xi_{sv}^{(f)}$, а $\tau_v^{(f)}$ — временной параметр, связанный с параллельной реализацией нескольких нетривиальных АВ; $C_{cv}^{(f)}$ — стоимость создания нетривиальной (тривиальной) версии на f -м этапе для технологии TS_v ;

$$\Delta C_{cv}^{(f)} = C_c(\xi_{sv}^{(f)}) + \tilde{C}_v^{(f)},$$

причем $C_c(\xi_{sv}^{(f)})$ — стоимость реализации операции $\xi_{sv}^{(f)}$, $\tilde{C}_v^{(f)}$ — стоимостной параметр, связанный с параллельной реализацией нескольких нетривиальных АВ.

Величины $\tau_v^{(f)}$ и $\tilde{C}_v^{(f)}$ в общем случае могут быть как положительны, так и отрицательны (например, при отладке нетривиальных АВ (Квирк, 1990)). Это зависит от требований, предъявляемых к надежности системы (P_{ξ}), сложности программных компонентов и числа версий.

Следовательно, в общем случае одному и тому же варианту создаваемой системы соответствуют несколько технологий $TS_v \in MTS$, отличающихся числом и номенклатурой альтернативных версий, генерируемых и анализируемых на этапе $f = i$ и передаваемых на очередной этап $f = i + 1$, $i \in 1, \dots, F - 1$.

ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА АРХИТЕКТУР И ТЕХНОЛОГИЙ СОЗДАНИЯ ДЕФЕКТООУСТОЙЧИВЫХ ЦИФРОВЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Процесс проектирования ЦУВС с заданным уровнем устойчивости к дефектам аппаратных и про-

граммных компонентов базируется на следующих исходных посылах.

1. Поскольку достижение теоретически возможного уровня надежности аппаратного компонента ограничивается допустимыми значениями габаритно-массовых и энергетических характеристик (ГМЭХ), запасом естественной временной избыточности $\Delta \tau_{\text{ЕИ}}$, возможностью снижения качества функционирования $\Delta \text{КФ}$, и т. д., то обеспечение требуемого уровня надежности (дефектоустойчивости) ЦУВС в целом может осуществляться за счет снижения остаточного уровня дефектов проектирования программного компонента и увеличения числа нетривиальных альтернативных версий. Другими словами, требования к надежности программного компонента определяются общими требованиями к надежности ЦУВС и достигаемыми надежностными характеристикам аппаратного компонента.

2. Специфика ряда ЦУВС рассматриваемого класса исключает или крайне ограничивает (вследствие сложности реализации и дороговизны) возможность сопровождения их программного обеспечения. Внесение изменений в программный компонент может осуществляться:

а) по результатам периодических проверок ЦУВС комплексов, которые целесообразно проводить на наборах изменяющихся (расширяемых) исходных данных, увеличивая таким образом вероятность выявления ДП;

б) при обнаружении ДП в программных компонентах или необходимости модификации выполняемых алгоритмов (например, в бортовых ЦУВС космических аппаратов, связанных телемеханическими каналами с наземными комплексами управления).

В обоих случаях изменение программного компонента может реализоваться путем введения «теневых» каналов коррекции (Харченко, 1989).

3. В процессе разработки архитектур ЦУВС параллельно осуществляется выбор (формирование) технологии их создания, поскольку варьирование ее элементами позволяет изменять (наращивать) уровень надежности программного компонента, а также влиять на стоимостные и временные характеристики. Процедура выбора архитектур и технологий создания дефектоустойчивых ЦУВС является трудноформализуемой вследствие сильной корреляции стоимостных и временных параметров отдельных этапов самого процесса проектирования, а также достигаемых надежностных характеристик создаваемой системы. Это касается, прежде всего, этапов разработки ($f = 1$) и отладки ($f = 2$) (см. рис. 1). Анализ данных, приведенных Квирком (1990), позволяет получить формулу, связываю-

Рис. 2. Графики зависимости вероятности отсутствия дефектов проектирования в программных средствах после завершения отладки от стоимости этапов разработки и отладки

щую вероятность $P_n^{(1,2)}$ отсутствия ДП в программном компоненте с суммарной стоимостью $C_n^{(1,2)}$ реализации этих двух этапов в зависимости от числа нетривиальных АВ e_T , стоимости разработки $C_n^{(1)}$ и сложности разрабатываемой системы W :

$$P_n^{(1,2)} = 1 - [1 - P_n^{(1)}]X^{-k(w, e_T)[C_n^{(1,2)} - e_T C_n^{(1)}]}, \quad (6)$$

где X — константа процесса отладки, $X > 1$; $k(w, e_T)$ — коэффициент, зависящий от сложности разрабатываемой системы и числа нетривиальных версий, $k(w, e_T) > 1$; $P_n^{(1)}$ — вероятность отсутствия ДП программных средств после разработки.

Графики функции $P_n^{(1,2)}[C_n^{(1,2)}, C_n^{(1)}, W, e_T]$ показаны на рис. 2. Их анализ дает возможность сделать вывод о том, что увеличение числа нетривиальных версий при ужесточении требований к значению показателя $P_n^{(1,2)}$ может при возрастании сложности систем снизить суммарную стоимость $C_n^{(1,2)}$ за счет повышения интенсивности выявления ДП и сокращения времени отладки. Так, если требования к вероятности $P_n^{(1,2)}$ будут больше чем $P_{n2}^{(1,2)}$ (но меньше, чем $P_{n1}^{(1,2)}$), то для систем с уровнем сложности W_1 с точки зрения стоимости целесообразно выбрать двухверсионную технологию.

Диапазоны относительного изменения стоимости создания программных компонентов МАС при использовании различных технологий иллюстрируются рис. 3, где одинарной штриховкой отмечены затраты $C_n^{(1)}$, двойной штриховкой — затраты на операции $\psi_i \in \Psi$ и $\xi_{S1(2)}$. Незаштрихованная область соответствует стоимости реализации последующих этапов, а штрих-пунктиром — максимальное и минимальное значения общей стоимости для опре-

Рис. 3. Диапазоны относительного изменения стоимости создания программных средств при использовании различных технологий

деленного уровня требований к надежности программного компонента.

4. Выбор архитектур из множества вариантов целесообразно осуществлять с использованием процедуры направленного перебора, основанной на формировании приоритетного ряда с учетом полученных математических оценок дефектоустойчивости и его коррекции для различных технологий, заданных требований и ограничений. Области возможных значений показателей дефектоустойчивости для базовых архитектур, образующих «поле» выбора, показаны на рис. 4.

Множество таких базовых архитектур образуют одноальтернативные нерезервированные архитектуры MS_0 , многоальтернативные архитектуры MS_T и $M\tilde{S}_T$, использующие тривиальные и нетривиальные версии. В свою очередь, множество $M\tilde{S}_T$ включает подмножества i -ярусных архитектур ($i = 1, \dots, k$; ярус — участок резервирования):

- двухверсионных систем со встроенным контролем $MS_{2i}(i)$ (Харченко, 1992б);
- мажоритарных трехверсионных систем $M\tilde{S}_{MT}(i)$ (Харченко, Паршин, 1991);
- многоканальных систем $M\tilde{S}_{дт}(i)$, в которых каждый канал имеет двухверсионную архитектуру (Харченко, Литвиненко, 1991);
- гибридных систем $M\tilde{S}_{дмт}$, в которых дублируются наиболее важные функции в каналах, включаемых затем по мажоритарной схеме (Харченко и др., 1992б).

Рис. 4. Области возможных значений показателей дефектоустойчивости базовых архитектур многоальтернативных ЦУВС

Кроме того, указанное подмножество архитектур может иметь свои аналоги при последовательном ($M\tilde{S}_T^b(1)$) или параллельно-последовательном ($M\tilde{S}_T^c(1)$) выполнении версий (Харченко, Паршин, 1991), а также использовании их неполных (усеченных) вариантов $M\tilde{S}_y(1)$.

Множество $M\tilde{S}_T(i)$ включает:

- архитектуры неадаптивных систем $M\tilde{S}_T^{\bar{A}}(1)$ с общим резервированием версий (Харченко, 1992а);
- архитектуры систем $M\tilde{S}_T^{AI}(1)$ с однопараметрической адаптацией, в которых адаптивным параметром является пороговая функция восстанавливающего органа (Харченко, Паршин, 1991);
- архитектуры систем $M\tilde{S}_T^{rA}(k)$ с многопараметрической адаптацией ($r = 2, 3, \dots$ — число адаптивных параметров). Например, такими параметрами, кроме пороговой функции, могут быть число нетривиальных версий и число яру-

сов резервирования, используемых в системе и изменяющихся в зависимости от числа отказов, обусловленных физическими дефектами аппаратных средств.

Такая адаптация обеспечивает минимизацию временных затрат на поиск работоспособных конфигураций при прерываниях системы, а также более полное использование резервных ресурсов по парированию последствий физических дефектов аппаратных средств. Она предусматривает переход от одноярусной многоверсионной архитектуры к многоярусной одноверсионной архитектуре по мере накопления отказов аппаратных средств.

5. Предлагаемая ниже методика строится в предположении, что выбор исходной нерезервированной архитектуры ЦУВС, для которой решается задача обеспечения дефектоустойчивости с учетом множества ограничений, произведен. В частности, предварительно отдано предпочтение либо централизованной архитектуре ЦУВС на базе мощной БЦВМ, либо децентрализованной — с использованием сети

Рис. 5. Схема взаимосвязи элементов процесса создания многоальтернативных ЦУВС

микропроцессоров или микроЭВМ в соответствии с задачами, решаемыми системой (Пронин, Шохат, 1986). В первом случае дальнейшие рассуждения касаются выбора надежностной структуры центральной БЦВМ. Во втором случае объектами надежностного синтеза являются либо сетевая структура, рассматриваемая в надежностном плане как k -ярусная схема с последовательно соединенными элементами, либо сами элементы этой структуры, на которые «просецируются» требования, предъявляемые к ЦУВС в целом. Тогда по результатам оценки и выбора наилучших надежностных архитектур для случая централизованной и децентрализованной организации производится их сравнение, в результате которого может быть откорректировано исходное решение и отдано предпочтение альтернативному варианту по принципу централизации.

МЕТОДИКА ВЫБОРА АРХИТЕКТУР ДЕФЕКТОУСТОЙЧИВЫХ ЦИФРОВЫХ УПРАВЛЯЮЩИХ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Исходными элементами процесса создания многоальтернативных ЦУВС (рис. 5) являются множества архитектур $MAC \tilde{M}\tilde{S} = \{\tilde{S}_i(J_i)\}_{i=1}^{n_s}$ и технологий их создания $MTS = \{T\tilde{S}_v\}_{v=1}^{n_t}$, а также принципы технической реализации средств управления, диагностирования и реконфигурации АВ при отказах (Харченко и др., 1994). В соответствии с требованиями, предъявляемыми к ЦУВС и процессу их создания, ограничениями системы и элементной базы, а также с учетом надежностных характеристик аппаратного и программного компонентов осуществляется выбор (синтез) рациональных архитектур $\tilde{S}_i^* \in \tilde{M}\tilde{S}$ и технологий $T\tilde{S}_v^* \in MTS$.

Алгоритм выбора включает общую и частные методики, позволяющие решать отдельные задачи создания МАС в соответствии с критериями, приведенными в работе Харченко, Благодарного (1994).

Общая методика содержит следующие основные этапы.

1. Анализ технического задания (ТЗ). В результате анализа выявляются требования, предъявляемые к ЦУВС, и основные ограничения. Кроме того, осуществляется проверка ТЗ на полноту и непротиворечивость сформулированных требований с целью снижения доли абсолютных ДП (коэффициентов α, β (Харченко, 1992а)).

2. Генерация множества архитектур одноярусных тривиальных МАС $M\tilde{S}_T(1)$ и исключение из него систем \tilde{S}_{T^B} , не удовлетворяющих ограничениям по ГМЭХ, допустимой временной избыточности (это касается архитектур с последовательным S_T^B и параллельно-последовательным S_T^C выполнением версий (Харченко, Паршин, 1991), допустимому снижению достоверности или качества функционирования (при использовании систем S_y (Харченко, 1992б)).

3. Априорная оценка вероятности безотказной работы аппаратного компонента по физическим дефектам $P_\Phi(S_{T1})$ и исключение систем, для которых $P_\Phi(\tilde{S}_{T1}) \leq P_{S_{T1}^{доп}}$ ($P_{S_{T1}^{доп}}$ — требуемое значение вероятности правильного функционирования ЦУВС). Эта оценка производится по формулам, приведенным Харченко, Литвиненко (1993) при условии, что $P_n = 1$.

4. Определение требований к уровню надежности программного компонента для рассматриваемого подмножества архитектур в соответствии с выражением:

$$P_n(\tilde{S}_{T1}) \geq P_{S_{T1}^{доп}} / P_\Phi(\tilde{S}_{T1}). \quad (7)$$

Далее могут быть определены требования к интенсивности проявления λ_{T1}^{TP} (остаточному уровню дефектов программных средств) и отобраны те архитектуры, для которых прогнозируемое значение λ_{T1} при допустимом времени отладки $T_c^{(2)доп}$ и использовании технологии TS_{j1} меньше λ_{T1}^{TP} . Для ЦУВС сложных технических комплексов требования по надежности, как правило, не могут быть выполнены в рамках одноальтернативных архитектур, поэтому технологии TS_{j0} , $j \in 1, 2, 3$, далее не рассматриваются.

5. Упорядочение архитектур $\tilde{S}_{T1} \in M\tilde{S}_T(1)$ в порядке нарастания стоимости их создания (или другого оптимизируемого показателя), разработка и предварительное тестирование программного ком-

понента с целью уточнения прогноза величины P_n и оценки вероятности правильного функционирования выбранной архитектуры в целом:

$$P_{\tilde{S}_T} = P_n P_\Phi(S_{T1}).$$

6. Проверка соответствия найденного значения $P_{\tilde{S}_T}$ требуемому уровню $P_{\tilde{S}_T^{доп}}$. Если условие выполняется, то процедура завершается и выдается рекомендация по выбору архитектуры системы $S_{T1}(1)$ и технологии $T\tilde{S}(1)$. В противном случае осуществляется выбор следующей архитектуры в порядке предпочтения (возврат к операциям 5). Если же множество архитектур систем $M\tilde{S}_T(1)$ исчерпано, производится переход к следующему этапу.

7. Расширение множества анализируемых архитектур за счет использования декомпозированных многоярусных систем $M\tilde{S}_T(k)$, $k \geq 2$. Из множества $M\tilde{S}_T(k)$ исключаются архитектуры, не удовлетворяющие требованиям по допустимой величине времени реконфигурации $T_{рк доп}$. Для этого оцениваются временные характеристики алгоритмов поиска работоспособных конфигураций, приведенные в работе Харченко и др. (1992б).

8. Повторение операций этапов 3, 4 с учетом расширенного множества архитектур. Если

$$\exists \tilde{S}_{T1}(k) \in M\tilde{S}_T(k): \lambda_{T1}(TS_{j1}, T_c^{доп}) < \lambda_{T1}^{TP}, \quad (8)$$

то далее реализуются операции этапов 5, 6 для подмножества отобранных архитектур. Их упорядочение в этом случае производится в соответствии с оценками времени и сложности средств реконфигурации. Если условия, проверяемые на этапе 6 (с учетом множества $M\tilde{S}_T(k)$) или на этапе 8, не выполняются, осуществляется переход к следующему этапу.

9. Переход к технологиям TS_{j1} , $j \in \{2, 3\}$. Выбор (упорядочение) технологий и значений параметра e_T для этапа $f = 2(3)$ производится с учетом временных и стоимостных ограничений процесса создания системы. Для этого используются формулы (4)—(6). Затем проверяется условие, аналогичное условию для различных технологий TS_{j1} и значений e_T . Если оно выполняется, реализуются операции следующего этапа.

10. Операции данного этапа аналогичны операциям этапов 5, 6 с той разницей, что множество рассматриваемых систем охватывает и одно-, и многоярусные архитектуры $M\tilde{S}_T(k')$, $k' \in 1, \dots, k$.

Кроме того, в процессе перебора изменяются значения числа нетривиальных АВ, используемых при отладке для уменьшения величины λ_n и, если это возможно, времени и стоимости реализации

Рис. 6. Структурная схема МАС

этапа. Если после очередной итерации выполняются требования к величине $P_{\tilde{S}}$, выдается рекомендация по выбору архитектуры $\tilde{S}_{\pi}(k')$ и технологии TS_{π} и работа завершается. В противном случае осуществляется переход к анализу следующей группы архитектур.

11. Генерация множества нетривиальных архи-

тектур с однопараметрической адаптацией $M\tilde{S}_{\pi}^{A(1A)}$. Далее для этого множества повторяются операции, аналогичные операциям третьего этапа, и определяются требования к надежности программных компонентов отобранного подмножества архитектур $P_{\pi}(\tilde{S}_{\pi}^{A(1A)})$, которые могут быть получены из выражений для оценки дефектоустойчивости с уче-

том известных величин $P_{\tilde{S}_{\text{тр}}}$ и $P_{\tilde{S}_{\text{н}}}(\tilde{S}_{\text{н}}^{\text{A}(1\text{A})})$. Формирование множества архитектур для последующего анализа производится на основании требований к $\lambda_{\text{п}}$. При этом единственно возможной технологией для использования остается технология TS_4 .

12. Блок операций этого этапа аналогичен блоку операций десятого этапа. В процессе перебора архитектур, упорядоченных по показателям стоимости (другим оптимизируемым показателям), варьируется число нетривиальных альтернативных версий. При выполнении требований к $P_{\tilde{S}}$ выдается рекомендация по оптимальной (рациональной) архитектуре $S_{\text{н}}^{\text{A}(1\text{A})}$ и технологии TS_4 . В противном случае реализуется последняя группа операций.

13. Осуществление расширения множества архитектур за счет использования методов многопараметрической адаптации. Далее проводится их анализ с учетом различных ограничений и уточняется оценка дефектоустойчивости. При наличии архитектуры, удовлетворяющей уровню $P_{\tilde{S}_{\text{тр}}}$, алгоритм завершается. Если использование многопараметрической адаптации не позволяет получить приемлемое решение, делается вывод о необходимости коррекции технического задания на ЦУВС и осуществляется возврат ко второму этапу или одному из этапов, с которых начинаются последующие итерации (этапы 7, 9, 11, 13).

ПРИМЕРЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ МАС

Особенностью технической реализации МАС является то, что при параллельном выполнении версий каналы системы работают асинхронно, поскольку длительность реализации различных версий задач может не совпадать. Следовательно, в этом случае несколько видоизменяется конструкция восстанавливающих органов, они должны содержать средства фиксации завершения выполнения фрагментов версий, когда допускается сравнение выходных данных каналов.

При последовательном выполнении версий эта особенность реализуется путем коррекции допустимой продолжительности решения задачи. Один из вариантов технической реализации архитектуры дефектоустойчивой ЦУВС приведен на рис. 6 (А. с. 1753479). В этой системе альтернативные версии задаются в вычислительных каналах (ВК 1—3) генератором псевдонаучного кода 4, который преобразуется блоком, выполненным на дешифраторе 5 и шифраторе 6, в начальный код адреса версии. При реализации вычислений осуществляется логическая синхронизация меток завершения фрагментов вер-

сий элементом 7. Выходные данные ВК 1—3 формируются блоком мажоритирования 8 и записываются в регистр 9. Контроль зависания каналов осуществляется счетчиками 10, 11 и триггером 12. Синхронизация начала выполнения версий в каналах производится с использованием триггера 13, элемента ИЛИ 14, элемента И 15 и одновибратора 16. Коды выполняемых задач фиксируются в регистре 17, определяя адресное пространство программ, а данные поступают непосредственно в ВК 1—3. При зависании каналов изменяется набор реализуемых версий и осуществляется повторный счет. Эффект от применения МАС такого типа усиливается благодаря расширению множества альтернативных версий и снижению корреляции дефектов при псевдослучайном выборе версий.

ВЫВОДЫ

1. Отличительной чертой предложенной методики является то, что она обеспечивает поиск решения на множестве архитектур ЦУВС, которое дополнено архитектурами различных вариантов многоальтернативных систем, которые обладают способностью в реальном масштабе времени парировать сбои и отказы, обусловленные не только физическими дефектами аппаратных средств, а и дефектами проектирования программных средств. Выигрыш в надежности, получаемый при использовании МАС по отношению к известным резервированным структурам, применяемых в бортовых системах (Мамедли, Соболев, 1986; Avizienis, Laprie, 1986; Кривоносов и др., 1995), зависит от соотношения безотказности аппаратных и программных средств и степени усложнения восстанавливающих органов многоальтернативных архитектур. Количественные оценки достигаемого выигрыша для двух-, трех- и четырехканальных архитектур даны в наших работах 1991—1994 гг. Так, например, при равной безотказности аппаратных и программных средств (интенсивности отказа $\sim 10^{-5}$ 1/ч) и усложнении мажоритарных элементов на 10—15 % использование трехканальных МАС обеспечивает уменьшение вероятности отказа в 2—5 раз по сравнению с традиционными одноальтернативными мажоритарными архитектурами.

2. Кроме того, данная методика в отличие от известных позволяет в рамках поставленных задач осуществлять направленный выбор не только архитектур дефектоустойчивых ЦУВС, а и технологий их создания, характеризуемых числом и порядком отбора версий на разных этапах разработки и испытаний систем.

3. Общая методика дополняется частными методами, обеспечивающими решение локальных задач, а именно:

- декомпозиции и выбора архитектур тривиальных МАС с параллельным выполнением альтернативных версий с учетом ограничений по ГМЭХ, времени и сложности (безотказности) средств реконфигурации ЦУВС (Харченко, 1992б);
- выбора алгоритмов реконфигурации для многоярусных мажоритарных МАС и систем с матричной СБИС-архитектурой (Харченко др., 1992а), учитывающих влияние параметров средств поиска работоспособных конфигураций на вероятность правильного функционирования (функцию готовности) ЦУВС;
- выбора параметров архитектур МАС, реализующих метод гибридного резервирования, другие методы обеспечения дефектоустойчивости (Харченко, Паршин, 1991; Харченко и др., 1992б);
- оптимального резервирования локальных сетей бортовых и наземных ЦУВС в базе дефектоустойчивых архитектур, учитывающих различные типы ограничений (Харченко и др., 1994).

Методики выбора МАС могут быть конкретизированы, если дополнить комплекс рассмотренных базовых архитектур множеством вариантов технической реализации средств обеспечения дефектоустойчивости (А. с. 1732346, 1992).

- А. с. 1732346 (СССР). Устройство для контроля и отладки многоальтернативных систем / В. С. Харченко, А. В. Бек, М. А. Чернышов и др.—Опубл. 07.05.92, Бюл. № 17.
- А. с. 1753479 (СССР). Многоальтернативная вычислительная система / В. С. Харченко, Г. Н. Тимонькин, В. Л. Кукуруза и др.—Опубл. 07.08.92, Бюл. № 29.
- Головкин Б. А. Многовариантное программирование и его применение // Автоматика и телемеханика.—1986.—№ 7.—С. 5—36.
- Квирк У. Дж. (ред.) Проверка и утверждение программ реального времени. — Киев: Наук. думка, 1990.—216 с.
- Кривонос А. И., Байда Н. К., Харченко В. С. и др. Структурно-алгоритмическая организация и модели надежности мажоритарно-резервированных систем // Косміч. наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 71—76.
- Мамедли Э. М., Соболев Н. А. Концепция обеспечения отказоустойчивости СУ и безопасности экипажа «Шаттл» // Зарубеж. радиоэлектроника.—1986.—№ 8.—С. 19—32;—№ 9.—С. 21—34.
- Пронин Е. Г., Шохат В. С. Проектирование технических средств бортовой ЭВА. — М.: Радио и связь, 1988.—С. 51—67.

- Харченко В. С. Оперативная коррекция программ по результатам отладки. Системы отладки микропроцессорных устройств. — Харьков, 1989.—С. 120—133.
- Харченко В. С. Модели и свойства отказоустойчивых многоальтернативных систем // Автоматика и телемеханика.—1992а.—№ 12.—С. 140—147.
- Харченко В. С. Поиск оптимальных структур при двухальтернативном проектировании каналов УВС // Изв. ВУЗов. Приборостроение.—1992б.—№ 5.—С. 31—35.
- Харченко В. С., Благодарний М. П. Організація багатоальтернативних обчислень у цифрових системах літальних апаратів і комплексів // Наука і оборона.—1994.—№ 3.—С. 153—161.
- Харченко В. С., Кушнерук Ю. И., Гайворонский И. Я. Оптимальное резервирование в базе многоальтернативных архитектур, устойчивых к дефектам программно-аппаратных средств // Надежность, живучесть и безопасность летательных аппаратов: Тез. науч. техн. семинара. — Харьков, 1994.—С. 11.
- Харченко В. С., Литвиненко В. Г. Модели парирования дефектов проектирования программно-аппаратных средств в необслуживаемых системах // Электронное моделирование.—1992.—№ 3.—С. 34—39.
- Харченко В. С., Литвиненко В. Г. Применение концепции многоальтернативного проектирования для построения высоконадежных и безопасных систем // Приборы и системы управления.—1993.—№ 6.—С. 8—11.
- Харченко В. С., Литвиненко В. Г., Краснобаев В. А. Методы и алгоритмы реконфигурации систолических матричных систем с фиксированной размерностью и деградацией структуры // Кибернетика и системный анализ.—1992а.—№ 4.—С. 72—79.
- Харченко В. С., Литвиненко В. Г., Терещенков С. В., Мельников В. А. Обеспечение устойчивости управляющих и вычислительных систем к физическим дефектам и дефектам проектирования программно-аппаратных средств // Зарубеж. радиоэлектроника.—1992б.—№ 6.—С. 18—35.
- Харченко В. С., Паршин В. В. Гарантоспособные УВС с последовательным и параллельным выполнением альтернативных версий. — Харьков, 1991.—41 с.—(Препринт / АН Украины. Ин-т проблем машиностроения; № 340).
- Avizienis F., Laprie J.-C. Dependable computing from concepts to desing diversity // IEEE Trans. Comput.—1986.—74.—№ 5.—P. 8—21.

CHOICE OF DESIGN TECHNOLOGIES AND BASIC ARCHITECTURES FOR THE DEFECT-TOLERANT DIGITAL CONTROL AND COMPUTING REAL-TIME SYSTEMS

V. S. Kharchenko

We analyze design technologies for the real-time digital control and computing systems (DCCS) based on the multialternative principle. We propose a vector characters of the design technologies for the multialternative defect-tolerant DCCS and a classification of their basis architectures. We assess the reliability and cost of the DCCS based on different design technologies. A method for the choice of design technologies and basic architectures of DCCS is proposed.

УДК 629.783

Формирование полетной программы работы космического аппарата при наличии электроэнергетических ограничений

Д. Г. Белов

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 23.06.97

Сформульована задача оперативного планування роботи космічного апарата при наявності електроенергетичних обмежень. Розроблені алгоритми її розв'язування на основі методів оптимального розподілу ресурсів.

Главная цель летной эксплуатации КА состоит в достижении положительного эффекта, предусмотренного его назначением и техническими характеристиками. Инструментом ее осуществления служит оперативное планирование работы аппаратуры целевого назначения (АЦН) КА в ходе полета (Беляев, 1981; Мальшев, Моисеев, 1982). Предпосылками для формирования программы работы АЦН на некоторый временной интервал полета $[t_n, t_k]$ являются заявки потребителей информации и набор сопутствующих факторов, влияющих на выполнение задач КА (общая стратегия полета, текущие потребности в информации, баллистические особенности трассы полета относительно источников и приемников информации, прогноз метеобстановки, загруженность наземных средств, состояние бортового комплекса КА и т. п.). Естественно стремление построить программу работы так, чтобы наилучшим образом использовать функциональные возможности КА, т. е. обеспечить на интервале планирования экстремальное значение показателя эффективности функционирования КА (Соллогуб, 1983).

Назовем сформированную таким образом про-

грамму заявленной программой работы (ЗПР). Она представляет собой совокупность сеансов (операций) АЦН и сопряженных с нею бортовых систем КА (в дальнейшем это сочетание именуется сеансной аппаратурой, или СА), характеризующуюся подмножеством параметров R :

$$R = R\{t_{ij}, \Delta t_{ij}, \beta_{ij}\}, \\ j = 1, \dots, m, \quad i = 1, \dots, n, \quad R \in R_0,$$

где R_0 — множество возможных для КА данного типа вариантов ЗПР на интервале планирования, ограниченное его предельными техническими данными; t_{ij} , Δt_{ij} , β_{ij} — соответственно время начала, продолжительность и информативность j -го режима работы СА в i -м сеансе; m — количество возможных режимов работы СА в сеансе; n — количество сеансов на интервале $[t_n, t_k]$. Отсутствие j -го режима в i -м сеансе эквивалентно $\Delta t_{ij} = 0$.

Степень выполнения ЗПР на борту КА определяется прогнозируемыми на интервал планирования электроэнергетическими возможностями КА, характеризующимися энергозапасом $E(\tau)$ и скоростью его изменения dE/dt . Последние зависят как

от параметров энергосистемы КА, так и от параметров электрической нагрузки, образованной СА и обеспечивающими системами КА:

$$E(\tau) = E(t_h) + \int_{t_h}^{\tau} (N_r(t) - N_n(t)) dt, \quad (1)$$

$$t_h < \tau \leq t_k,$$

где $N_r(t)$ — эффективная мощность, генерируемая энергосистемой КА, $N_n(t)$ — мощность потребителей энергии (электрическая нагрузка),

$$N_n(t) = \begin{cases} N_0(t) + \sum_{j=1}^m N_{Aij}, & \text{при } t_{ij} \leq t \leq t_{ij} + \Delta t_{ij}, \\ N_0(t), & \text{при } t < t_{ij} \text{ и } t > t_{ij} + \Delta t_{ij}, \end{cases}$$

$$N_{Aij} = \begin{cases} N_{Aj}, & \text{при } \Delta t_{ij} > 0, \\ 0, & \text{при } \Delta t_{ij} = 0; \end{cases} \quad (2)$$

N_{Aj} , $N_0(t)$ — мощность электропотребления СА в j -м режиме и обеспечивающих систем КА соответственно.

Управление процессом выработки и потребления электроэнергии на борту КА построено так, что $E_{mn} \leq E(t) \leq E_{ms}$. При $E(t) = E_{ms}$ ограничивается поступление энергии от генератора, при $E(t) = E_{mn}$ ограничиваются потребности нагрузки. Значение $E(t)$ поддерживается на верхнем граничном уровне E_{ms} ($N_r(t) = N_n(t)$, $dE/dt = 0$) до момента времени $(t + \Delta t)$, когда $N_r(t + \Delta t) < N_n(t + \Delta t)$. При уменьшении $E(t)$ до нижнего граничного уровня E_{mn} накладывается запрет на подключение части или всей СА, чтобы обеспечить $N_r(t + dt) > N_n(t + dt)$.

При проектировании КА и его бортовых систем, в том числе и энергосистемы, их параметры выбираются так, чтобы в течение расчетного срока активного существования КА исполнение всех априорных вариантов ЗПР, заданных его целевым назначением, обеспечивалось бы всей совокупностью необходимых ресурсов, в том числе и электроэнергетических. Поэтому, если условия полета, функциональное состояние и программа целевого использования КА, а также поле источников и приемников информации в ходе полета соответствуют проектным, энергодефицит на борту КА исключен.

Иное дело, когда в полете возникают ситуации, требующие адаптации КА к изменениям внутреннего состояния и/или внешней среды, выходящим из очерченных при проектировании диапазонов. Это связано не только с появлением отказов в работе бортовых систем, но и с потребностью расширить первоначальную программу исследований,

уточнить методику их проведения, увеличить количество и номенклатуру объектов наблюдения, продолжить эксплуатацию КА за пределами гарантийного срока. В любой из этих ситуаций энергодбаланс на борту КА может быть нарушен и исполнение ЗПР принудительно прекращено автоматикой энергосистемы.

Поставим целью избежать несанкционированных прерываний ЗПР (запретов включения СА) из-за электроэнергетических ограничений заблаговременной (при оперативном планировании) ее коррекцией в рамках располагаемых энерговозможностей КА.

Сущность оценки электроэнергетического обеспечения ЗПР сводится к сопоставлению энерговозможностей КА и энергопотребностей на исполнение ЗПР с контролем удовлетворения критериям X_l ($l = 1, 2, 3$):

$$X_1 = E(t_k) - E^* \geq 0,$$

$$X_2 = E(t) - E_{mn} \geq 0, \quad (3)$$

$$X_3 = \xi \left| \frac{dE}{dt} \right| - N_{ms}(t) \leq 0,$$

где

$$\xi = \begin{cases} 1, & \text{при } \frac{dE}{dt} < 0, \\ 0, & \text{при } \frac{dE}{dt} \geq 0, \end{cases}$$

E^* — установленный энергозапас на конец интервала планирования, E_{mn} — минимально допустимый энергозапас, $N_{ms}(t)$ — предельно допустимая для энергосистемы КА мощность электрической нагрузки.

Два первых критерия носят интегральный характер, третий — локальный.

Если неравенства (3) выполняются, то ЗПР разрешается к реализации, становясь разрешенной программой работы (РПР), тождественной в данном случае ЗПР. Если хотя бы одно из неравенств (3) не выполнено, то ЗПР трансформируется в РПР путем коррекции, так что подмножество параметров R' , характеризующих РПР, отличается от подмножества параметров R ЗПР.

$$R' = \Gamma(x)R, \quad R' \in R_0,$$

$$\Gamma(x) = \begin{cases} 1, & \text{при } X_1 \geq 0 \cap X_2 \geq 0 \cap X_3 \leq 0, \\ D(R, E), & \text{при } X_1 < 0 \cup X_2 < 0 \cup X_3 > 0, \end{cases}$$

где $D(R, E)$ — оператор процедуры преобразования ЗПР в РПР.

При этом, если следствием невыполнения крите-

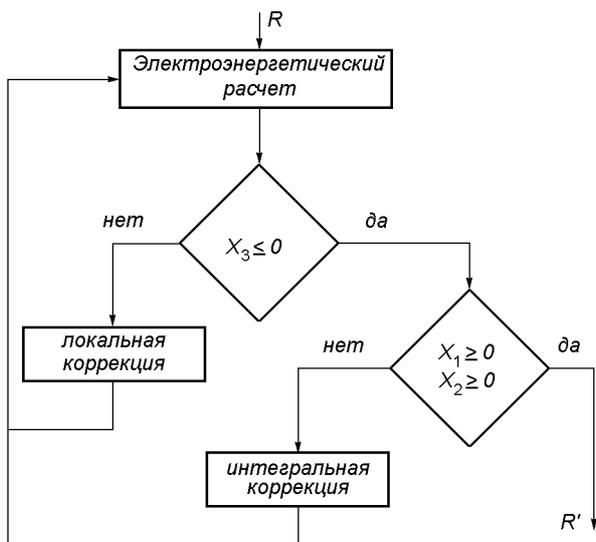


Рис. 1. Структурная схема формирования РПП

риев X_1, X_2 является только сокращение ЗПР, то невыполнение критерия X_3 может повлечь выход из строя энергосистемы КА, поэтому его удовлетворение является приоритетным.

Как указывалось выше, ЗПР формируется из условия достижения на интервале планирования экстремума, например максимума Φ_0 показателя эффективности функционирования КА, поэтому преобразование ЗПР в РПП приводит только к снижению Φ_0 на величину $\Delta\Phi$. Очевидно, что оператор $D(R, E)$ должен быть таким, чтобы ущерб от трансформации ЗПР в РПП был минимальным, т. е.

$$\Delta\Phi = \min_{R'} \{\Phi_0(R) - \Phi(R')\},$$

откуда

$$\Phi'_0 = \max_{R'} \Phi(R'),$$

где Φ'_0 — максимально возможное по электроэнергетическим ограничениям значение показателя эффективности КА при реализации РПП.

На рис. 1 показана укрупненная структурная схема формирования РПП. Она содержит три модуля: электроэнергетического расчета, критериальный и коррекции, состоящий из блоков локальной и интегральной коррекции.

Результатом электроэнергетического расчета являются прогностические зависимости $N_r(t), N_n(t), E(t), dE/dt$. Примерный их вид в графической интерпретации показан на рис. 2 для случаев

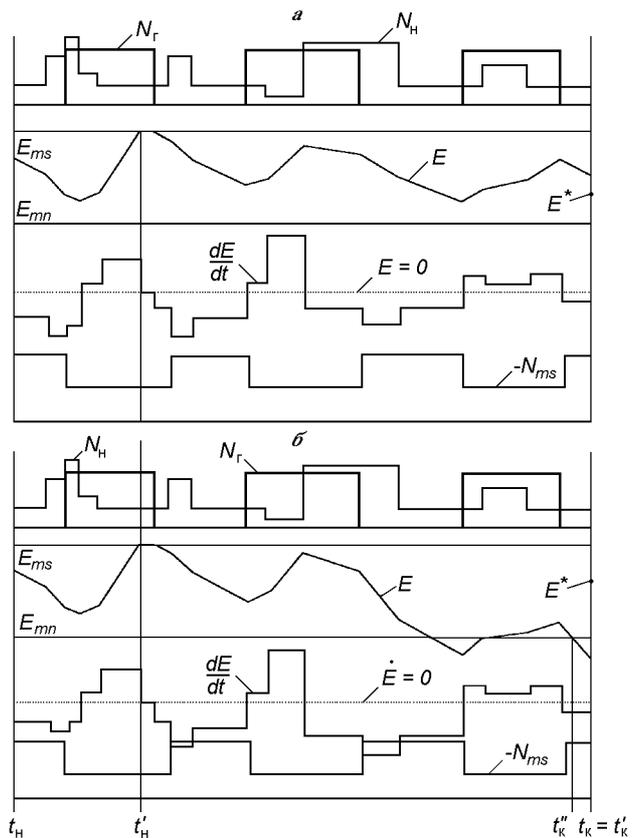


Рис. 2. Прогностические энергетические зависимости и ограничения

удовлетворения (а) и неудовлетворения (б) критериям (3). В последнем случае между потребителями электроэнергии, составляющими СА, имеют место конфликтные ситуации, для разрешения которых необходимо сформулировать правила взаимного поведения и последовательности смены состояний субъектов конфликта (Павлов, 1982). В качестве первого из них будем полагать, что вариации в сеансах состава и продолжительности включения режимов СА не влияют на информативность каждого из них. Вторым правилом определим произвольность последовательности вариации режимов СА и отсутствие корреляции информативности одноименных режимов в разных сеансах. Для определенности положим также, что показателем эффективности функционирования КА на интервале планирования служит интегральная производительность I (количество информации) (Ханцеверов, Остроухов, 1989):

$$\Phi = I = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \beta_{ij} \Delta t_{ij}.$$

В аспекте потребления электроэнергии ЗПР характеризуется подмножеством параметров L :

$$L = L\{N_{Aij}, t_{ij}, \Delta t_{ij}\}, \quad L \in L_0,$$

где L_0 — множество параметров энергопотребления КА, ограниченное его техническими данными. Пусть несовпадающие элементы β_{ij} и N_{Aij} подмножеств R и L связаны неубывающими функциями φ_{ij} ($\beta_{ij} = \varphi_{ij}(N_{Aij})$, причем $\varphi_{ij}(0) = 0$), отражающими зависимость информативности j -го режима работы СА в i -м сеансе от мощности ее электропотребления в этом режиме.

Заметим также, что источниками информации для КА являются различные объекты и физические процессы, определенные в пространстве и/или во времени, так что параметры t_{ij} при преобразовании ЗПР в РПР изменению, как правило, не подлежат.

С учетом введенных допущений задача оптимизации РПР при наличии электроэнергетических ограничений формулируется так:

$$I'_0 = \max_{\Delta t} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \beta_{ij} \Delta t'_{ij} \quad (4)$$

при

$$0 \leq \Delta t'_{ij} \leq \Delta t_{ij},$$

$$\beta_{ij} = \varphi_{ij}(N_{Aij}),$$

$$X_1 \geq 0, \quad X_2 \geq 0, \quad X_3 \leq 0.$$

Алгоритм решения задачи (4), представляющий комплексный оператор $D(R, E)$, существенно зависит от поведения функции $E(t)$ на интервале планирования. По результатам электроэнергетического расчета ЗПР можно выделить на интервале $[t_n, t_k]$ несколько характерных в энергетическом отношении участков $[t'_n, t'_k]$, ограниченных во времени смежными моментами достижения $E(t)$ верхнего граничного значения, а также t_n, t_k , в пределах каждого из которых имеются либо отсутствуют точки $E(t) = E_{mn}$ и/или точки $|dE/dt| \gg N_{ms}$, в которых $dE/dt < 0$. Наличие таких точек свидетельствует о невыполнении на этих участках критериев X_2 и/или X_3 . Кроме того, на последнем из них возможно невыполнение критерия X_1 .

Коррекции ЗПР на участках, где все критерии (3) выполняются, не требуется и, как нетрудно показать, изменение ЗПР на этих участках не влияет на результат критериальной проверки других участков, так что энергетически достаточные участки могут быть исключены из дальнейшего рассмотрения.

На оставшихся участках прежде всего, как указывалось ранее, следует добиться удовлетворения критерия X_3 . Оно осуществляется изменением ре-

жимов работы СА в пределах того сеанса, где нарушен критерий X_3 (локальная коррекция). Если в течение Δt_{ij} величины N_{ms} и N_0 постоянны, для i -го из этих сеансов критерий оптимизации (4) преобразуется в

$$I'_0 = \max_{\Delta t} \sum_{j=1}^m \beta_{ij} \Delta t'_{ij} \quad (5)$$

при

$$0 \leq \Delta t'_{ij} \leq \Delta t_{ij},$$

$$\beta_{ij} = \varphi_{ij}(N_{Aij}),$$

$$\sum_{j=1}^m N_{Aij} \leq N_{msi} - N_{0i}.$$

Если в пределах i -го сеанса N_{ms} и N_0 переменны, то временной промежуток, занимаемый сеансом, разбивается на ряд отрезков, внутри которых $N_{ms} = \text{const}$, $N_0 = \text{const}$, и для каждого из них решается задача локальной оптимизации.

Обычно m невелико, а число элементов $\Delta t_{ij} > 0$ в конкретном сеансе менее m , так что для решения задачи (5) вполне можно использовать простой перебор вариантов. Результатом решения будет совокупность $\{\Delta t'_{ij}\}$, в которой число элементов $\Delta t'_{ij} = 0$ больше, чем в исходной совокупности $\{\Delta t_{ij}\}$. Может оказаться, что итогом явится несколько совокупностей $\{\Delta t'_{ij}\}$, которые обеспечивают одно и то же значение I'_0 , но различные величины

$$N'_{Ai} = \sum_{j=1}^m N_{Aij}$$

(суммирование производится только по тем j , для которых $\Delta t'_{ij} > 0$). Предпочтение в этом случае должно быть отдано той совокупности $\{\Delta t'_{ij}\}$, которая дает меньшую величину N'_{Ai} , так как это улучшает условия последующего удовлетворения критериев $X_2(X_1)$.

Оптимизационная задача (4) при коррекции программы работы СА с целью удовлетворения критериев X_1, X_2 (интегральная коррекция) на энергетически дефицитном участке $[t'_n, t'_k]$, на котором расположены сеансы с k -го по p -й, представляется в виде

$$I'_0 = \max_{\Delta t} \sum_{i=k}^p \sum_{j=1}^m \beta_{ij} \Delta t'_{ij}, \quad (6)$$

при

$$0 \leq \Delta t'_{ij} \leq \Delta t_{ij},$$

$$\beta_{ij} = \varphi_{ij}(N_{Aij}),$$

$$0 \leq E_A \leq \bar{E}_A,$$

где E_A — количество электроэнергии, расходуемое

СА; \bar{E}_A — потенциально возможное количество энергии, которое может быть обеспечено энергосистемой КА для сеансов СА:

$$E_A = \sum_{i=k}^p \sum_{j=1}^m N_{Aij} \Delta t'_{ij}. \quad (7)$$

\bar{E}_A находится после преобразования X_1 и X_2 из (3) с учетом (1), (2):

$$\bar{E}_A = \begin{cases} E(t_H) - E_{ms} + \int_{t_H}^{t'_k} (N_r(t) - N_0(t)) dt & \text{для участка } [t_H, t'_k], \\ \int_{t_H}^{t'_k} (N_r(t) - N_0(t)) dt & \\ E_{ms} - E^* + \int_{t_H}^{t_k} (N_r(t) - N_0(t)) dt & \text{для участка } [t'_H, t_k], \\ E(t_H) - E^* + \int_{t_H}^{t_k} (N_r(t) - N_0(t)) dt, & \\ \text{если на интервале } [t_H, t_k] E(t) < E_{ms}. & \end{cases}$$

Размерность задачи (6) много выше, чем задачи (5), поэтому применение для ее решения простого перебора вариантов неэффективно, а во многих случаях практически неосуществимо. Вид задачи (6) позволяет использовать для ее решения специальные алгоритмы устранения конфликтов между режимами СА, разработанные на базе методов условной оптимизации параметров процессов с аддитивными целевыми функциями (Аншаков и др., 1988). В то же время анализ особенностей задачи (6) дает возможность, уточнив операционное пространство и конкретизировав ограничения, разработать более простые, компактные и быстродействующие алгоритмы ее решения.

Во-первых, поскольку E_{mn} является глобальным по минимуму ограничением функции $E(t)$, то, как следует из исследования выражения (1) на участке $[t'_H, t'_k]$, изменение длительности Δt_{ij} или мощности $N_{Ai} = \sum_{j=1}^m N_{Aij}$ сеансов, планируемых к более позднему исполнению, чем последний из сеансов, в котором проявляется $E(t) = E_{mn}$, не влияет на предыдущую траекторию функции $E(t)$, приводящую к нарушению критерия X_2 , а вызывает только смещение момента $t = t'_k$. Следовательно, в (6) и (7) можно ограничить верхний предел суммирования по i значением $i = q < p$, где q — последний на участке $[t'_H, t'_k]$ сеанс, в котором получено $E(t = t'_k) = E_{mn}$. Это справедливо для всех участков

$[t'_H, t'_k]$, включая и последний ($t'_k = t_k$), если на нем не нарушается еще и критерий X_1 . В противном случае на этом участке задача (6) решается в объеме $i = p$.

Во-вторых, поскольку функции φ_{ij} — неубывающие, $\Delta t'_{ij} \leq \Delta t_{ij}$, то при осуществлении вычислительных процедур увеличение квоты энергии на исполнение j -го режима i -го сеанса СА сверх $\Delta E_{ij} = N_{Aij} \Delta t_{ij}$ становится излишним, так как не вызывает приращения показателя эффективности.

В-третьих, однозначность связи β_{ij} и N_{Aij} с учетом выполнения сформулированных выше правил разрешения энергетических конфликтов служит основанием для декомпозиции задачи (6), т. е. перехода от ансамбля сеансов с подчиненными им режимами к ансамблю режимов с индивидуальными отличительными признаками в виде удельной информативности $g_r = g_{ij} = \beta_{ij} / N_{Aij}$ ($r = 1, 2, \dots, d \leq (q - k)m$).

На основе результатов анализа задача (6) преобразуется в

$$I'_0 = \max_{\Delta t} \sum_{r=1}^d \beta_r \Delta t'_r, \quad (8)$$

при

$$\begin{aligned} 0 &\leq \Delta t'_r \leq \Delta t_r, \\ \beta_r &= g_r N_{Ar}, \\ 0 &\leq E_A \leq \bar{E}_A, \end{aligned}$$

где

$$E_A = \sum_{r=1}^d N_{Ar} \Delta t'_r;$$

$$\bar{E}_A = \begin{cases} E(t_H) - E_{mn} + \int_{t_H}^{t'_k} (N_r(t) - N_0(t)) dt & \text{для участка } [t_H, t'_k], \\ E_{ms} - E_{mn} + \int_{t_H}^{t'_k} (N_r(t) - N_0(t)) dt & \text{для участка } [t'_H, t'_k]. \end{cases}$$

На последнем участке формулировка задачи сохраняется с заменой E_{mn} на E^* , t'_k на t_k и увеличением d до $(p - k)m$.

Для решения задачи (8) разработаны алгоритмы на основе методов оптимизации распределения однородного ресурса между неоднородными потребителями (Берзин, 1974). В качестве ресурса выступает энергозапас $E_A \leq \bar{E}_A$, а потребителей — предельно $(p - k)m$ режимов СА, неоднородность которых выражена признаками g_{ij} .

Таблица 1. Параметры модельной ЗПР

Режимы (j)	Сеансы											
	1			2			3			4		
	β_{1j}	N_{A1j}	Δt_{1j}	β_{2j}	N_{A2j}	Δt_{2j}	β_{3j}	N_{A3j}	Δt_{3j}	β_{4j}	N_{A4j}	Δt_{4j}
1	1	10	10	1	10	10	1	10	10	2	10	10
2	2	20	15	2	20	15	0	0	0	2	20	10
3	3	40	20	0	0	0	2	40	15	3	40	20
4	0	0	0	2.5	50	20	3	50	20	3	50	20

Алгоритм сводится к следующей последовательности операций:

- для каждого j -го режима i -го сеанса, где $\Delta t_{ij} > 0$, вычисляется удельная информативность g_{ij} ;
- режимы СА, составляющие ЗПР, нумеруются в порядке убывания g_{ij} (номер $r = 1$ присваивается режиму с наибольшей величиной g);
- с использованием рекуррентного соотношения

$$E_{Ar} = E_{Ar-1} - \Delta E_{Ar-1},$$

где $r = 1, \dots, d$, $E_{A1} = \overline{E}_A$, $\Delta E_{Ar} = N_{Ar} \Delta t_r$, последовательно определяются

$$\Delta t'_r = \begin{cases} \Delta t_r, & \text{если } \Delta E_{Ar} \leq E_{Ar}, \\ \frac{E_{Ar}}{N_{Ar}}, & \text{если } \Delta E_{Ar} > E_{Ar}, \end{cases}$$

до $r = s$, где получено впервые $\Delta E_{Ar} > E_{Ar}$;

- для всех последующих режимов с $r > s$ полагается $\Delta t'_{ij} = 0$.

Показатель эффективности функционирования КА на отрезке $[t'_н, t''_к]$ при исполнении сформированной таким образом РПП равен

$$I'_0 = \sum_{r=1}^s \beta_r \Delta t'_r.$$

Иногда для решения задачи (8) возможно уменьшить количество шагов вычислительного процесса, построив алгоритм на принципе устранения энергодефицита. Сущность его заключается в следующем:

- режимы СА, составляющие ЗПР, пронумеровываются в порядке увеличения g_{ij} (номер $r = 1$ присваивается режиму с наименьшей величиной g);
- определяется энергодефицит $\overline{\Delta E}_A$ на отрезке $[t'_н, t''_к]$:

$$\overline{\Delta E}_A = \left| \overline{E}_A - \sum_{i=k}^q \sum_{j=1}^m N_{Aij} \Delta t_{ij} \right|,$$

- с использованием рекуррентного соотношения

$$\Delta E_{Ar} = \Delta E_{Ar-1} - N_{Ar-1} \Delta t_{r-1},$$

где $r = 1, \dots, d$, $\Delta E_{A1} = \overline{\Delta E}_A$, определяются

$$\Delta t'_r = \begin{cases} 0, & \text{если } \Delta E_{Ar+1} > 0, \\ \Delta t_r - \frac{\Delta E_{Ar}}{N_{Ar}}, & \text{если } \Delta E_{Ar+1} \leq 0, \end{cases}$$

до $r = z$, где получено впервые $\Delta E_{Ar+1} \leq 0$;

- для всех режимов с $r > z$ полагается $\Delta t'_{ij} = \Delta t_{ij}$. Показатель эффективности функционирования КА на отрезке $[t'_н, t''_к]$ при исполнении РПП

$$I'_0 = I_0 - \sum_{r=1}^z \beta_r (\Delta t_r - \Delta t'_r),$$

где

$$I_0 = \sum_{r=1}^d \beta_r \Delta t_r.$$

Следующий численный пример иллюстрирует применение последнего алгоритма.

В табл. 1 приведены параметры подмножества R ЗПР (без t_{ij} , не подлежащих изменению) на некотором временном отрезке $[t'_н, t''_к]$, ограниченном соседними моментами достижения $E(t) = E_{ms}$ и $E(t) = E_{mn}$. Здесь и далее размерные величины даны в условных единицах. Параметры N_{Aj} : $N_{A1} = 10$, $N_{A2} = 20$, $N_{A3} = 40$, $N_{A4} = 50$. Показатель эффективности функционирования КА при исполнении ЗПР $I_0 = 450$. Потенциально возможное количество электроэнергии для СА составляет $E_A = 4400$.

Таблица 2. Ход вычислений при преобразовании ЗПР в РПП

Шаг (r)	$N_{Ar} \Delta t_r$	ΔE_{Ar+1}	$\Delta t'_r$	$\beta_r (\Delta t_r - \Delta t'_r)$
1	600	1400	0	30
2	1000	400	0	50
3	1000	-600	12	24

Таблица 3. Параметры модельной РПР

Режимы (j)	Сеансы											
	1			2			3			4		
	β_{1j}	N'_{A1j}	$\Delta t'_{1j}$	β_{2j}	N'_{A2j}	$\Delta t'_{2j}$	β_{3j}	N'_{A3j}	$\Delta t'_{3j}$	β_{4j}	N'_{A4j}	$\Delta t'_{4j}$
1	1	10	10	1	10	10	1	10	10	2	10	10
2	2	20	15	2	20	15	0	0	0	2	20	10
3	3	40	20	0	0	0	0	0	0	3	40	20
4	0	0	0	0	0	0	3	50	12	3	50	20

Ранжированная в порядке возрастания удельной информативности ($g_i = g_{ij}$) последовательность сеансов СА (для $\Delta t_{ij} > 0$):

$$\begin{aligned}
 g_1 = g_{33} = 0.05; & & g_8 = g_{22} = 0.1; \\
 g_2 = g_{24} = 0.05; & & g_9 = g_{21} = 0.1; \\
 g_3 = g_{34} = 0.06; & & g_{10} = g_{11} = 0.1; \\
 g_4 = g_{44} = 0.06; & & g_{11} = g_{12} = 0.1; \\
 g_5 = g_{13} = 0.075; & & g_{12} = g_{42} = 0.1; \\
 g_6 = g_{43} = 0.075; & & g_{13} = g_{41} = 0.2. \\
 g_7 = g_{31} = 0.1; & &
 \end{aligned}$$

Энергодефицит $\overline{\Delta E_A} = 2000$. Ход вычислений отражен в табл. 2, а параметры подмножества R' сформированной РПР — в табл. 3. Показатель эффективности функционирования КА при исполнении РПР $I'_0 = 346$.

Выше упоминалось, что автоматика энергосистемы КА при достижении $E(t) = E_{\min}$ накладывает запрет на включение СА. Расчет показывает, что при исполнении ЗПР с параметрами, указанными в табл. 1, и при $\overline{E_A} = 4400$ это произойдет в момент $t''_k = t_4 + 0.8$, где $t_4 = t_{41} = \dots = t_{44}$. При этом эффективность функционирования КА составила бы $I' = 298$, что на 16 % меньше, чем при исполнении энергетически оптимизированной РПР.

Одна из версий алгоритма оперативного планирования работы СА с учетом электроэнергетических ограничений внедрена в автоматизированной системе управления серии океанографических КА разработки ГKB «Южное» имени М. К. Янгеля (Кавелин

и др., 1985), продолжателем которой явился первый зарегистрированный под юрисдикцией Украины КА дистанционного зондирования «Січ-1».

Аншаков Г. Н., Соллогуб А. В., Бундов Д. Г. Методы устранения конфликтов между режимами функционирования КА ИПРЗ при составлении программы работы // Исслед. Земли из космоса.—1988.—№ 3.—С. 107—116.

Беляев М. Ю. Основные задачи и методы оперативного планирования экспериментов по исследованию Земли из космоса // Исслед. Земли из космоса.—1981.—№ 3.—С. 96—101.

Берзин Е. А. Оптимальное распределение ресурсов и элементы синтеза систем / Под ред. Е. В. Золотова. — М.: Сов. радио, 1974.—304 с.

Кавелин С. С., Белов Д. Г., Гладилин В. С. и др. Экспериментальный океанографический спутник «Космос-1500» // Исслед. Земли из космоса.—1985.—№ 3.—С. 115—122.

Мальшев В. В., Моисеев Д. В. Оперативное планирование процесса съемки земной поверхности с помощью автоматических ИСЗ // Исслед. Земли из космоса.—1982.—№ 5.—С. 104—109.

Павлов В. В. Конфликты в технических системах. Управление, целостность. — Киев: Вища шк., 1982.—184 с.

Соллогуб А. В. Алгоритм оптимального планирования работы космических аппаратов // Космич. исслед.—1983.—21, № 1.—С. 34—40.

Хандеверов Ф. Р., Остроухов В. В. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли. — М.: Машиностроение, 1989.—264 с.

FORMING THE PROGRAM OF SPACECRAFT OPERATION UNDER ELECTRIC POWER CONSTRAINTS

D. G. Belov

The problem of on-line planning the spacecraft operation under electric power constraints is formulated. Algorithms are developed for its solution based on the methods of optimal distribution of resources.