

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

ІСТОРІЯ - АКТУАЛЬНІСТЬ

ДОСЛІДЖЕННЯ

Академічні праці з космічної науки та технологій
загальнодержавного значення

КИЇВ

АВТОРСЬКА КОЛЛЕКЦІЯ
5, № 4, 1999

KYIV

ЗМІСТ

Іванченко А. М. Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі

Богомаз Г. І., Драновський В. І., Семенов Л. П., Трякин В. П., Хрущ І. К. Прогнозування нагруженості панелей сонячних батарей космічного апарату в процесі розкриття з урахуванням конструкційного виконання та технології виготовлення

Бабич Д. В., Луговой П. З., Таращенко Д. Т. Численный алгоритм определения спектральных характеристик неоднородных оболочечных конструкций

Цокуренко А. А. Обеспечение информативности бурового робота при адаптивном управлении технологическими процессами космических экспериментов

CONTENTS

- 3 *Ivanchenko A. M. A paste-propellant rocket propulsion system*
- 11 *Bogomaz G. I., Dranovskiy V. I., Semenov Z. P., Tryakin V. P., Khrushch I. K. Prediction of the solar panel loading in spacecraft in the course of panel opening with the panel construction and manufacture technology taken into account*
- 16 *Babich D. V., Lugovoi P. Z., Tarashchenko D. T. Numerical algorithm for the determination of spectral characteristics of non-homogeneous shell structures*
- 22 *Tsokurenko A. A. Ensuring the information from a drill robot under the adaptive control of technological processes in space experiments*

- Мурадян Х. К., Тимченко А. Н. Влияние гипергравитационного стресса на интенсивность газообмена и выживаемость молодых и старых морских свинок*
- Астапенко В. Н., Бушуев Е. И., Зубко В. П., Хорольский П. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли*
- Федоровський О. Д., Сіренко Л. Я. Досвід використання космічної інформації у вирішенні водоохоронних завдань*
- Федоровський О. Д., Суханов К. Ю., Якимчук В. Г. Просторово-частотний аналіз при дешифруванні космічних знімків водних ландшафтів*
- Лялько В. І., Ходоровский А. Я., Сахацкий А. И. Экологический мониторинг окружающей среды по многозональным космическим снимкам*
- Огороднійчук Н. Д. Оптимальный метод совместной обработки траекторных данных измерителей наземного и космического базирования для летных испытаний элементов авиационных космических ракетных комплексов*
- Курманов А. С., Мазманишвили А. С. Широтные особенности электромагнитной совместимости в региональных сетях спутниковой связи*
- Волосов В. В., Тютюнник Л. И. Синтез законов управления ориентацией космического аппарата с использованием кватернионов*
- Карачун В. В., Потапова Е. Р., Мельник В. Н. О погрешности построения вертикали при старте носителей*
- Хода О. О. Перманентна GPS-станція Голосіїв (GLSV): спостереження у 1998 році*
- Шевченко В. Г. Дослідження астероїдів за допомогою космічних апаратів*
- Голубничий П. И., Филоненко А. Д. Детектирование космических лучей супервысоких энергий с помощью искусственного спутника Луны*
- Присняков В. Ф., Приснякова Л. М. Рынок запусков космических объектов (теория вопроса)*
- 28** *Muradian Kh. K., Timchenko A. N. Effect of hypergravity stress on gaseous exchange and survival of young and old guinea pigs*
- 31** *Astapenko V. N., Bushuev E. I., Zubko V. P., Khorol'skii P. P. Estimating the demand of the national market for the earth remote sensing information*
- 41** *Fedorovsky O. D., Sirenko L. Ya. EXperience on use of space information for solving water protection problems*
- 44** *Fedorovsky O. D., Sukhanov K. Yu., Yakimchuk. V. G. Two-dimensional frequency analysis in the interpretation of space images of water landscapes*
- 46** *Lyal'ko V. I., Khodorovskii A. Ya., Sakhatskii A. I. Ecological monitoring of environment using multiband space images*
- 49** *Ogorodniichuk N. D. Optimal method for joint processing of the trajectory data obtained from ground-based and space-borne meters for flight tests of elements of aerospace rocket complexes*
- 54** *Kurmanov A. S., Mazmanishvili A. S. Latitude peculiarities of electromagnetic compatibility in regional satellite networks*
- 61** *Volosov V. V., Tyutyunnik L. I. Synthesis of spacecraft attitude control algorithms using quaternions*
- 70** *Karachun V. V., Potapova E. R., Mel'nik V. N. On the fault in constructing the vertical in rocket launch*
- 75** *Khoda O. Permanent GPS station Golosiiv (GLSV): 1998 observations*
- 79** *Shevchenko V. G. Investigation of asteroids with the use of space vehicles*
- 87** *Golubnichii P. I., Filonenko A. D. Detection of cosmic rays of superhigh energies with a moon's artificial satellite*
- 93** *Prisniakov V. F., Prisniakova L. M. Space service market (theoretical aspect)*
- 98** **OUR AUTHORS**
- 102** **NEWS FROM SPACE AGENCIES**

НАШІ АВТОРИ

НОВИНИ КОСМІЧНИХ АГЕНТСТВ СВІТУ

ТОМ 5
№ 4
1999

В ІОМЕРІ :

Наукові та науково-технічні розробки
ракетно-космічної галузі

Дистанційне зондування Землі

Проблеми космічної навігації
та зв'язку

Дослідження астероїдів
та навколоземного середовища
за допомогою КА

Наукові та науково-технічні розробки
ракетно-космічної галузі

Дистанційне зондування Землі

Проблеми космічної навігації та зв'язку

Дослідження астероїдів
та навколоzemного середовища
за допомогою КА

Yferjdi

УДК 621.454-404.9

Особливості ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі

А. М. Іванченко

Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 25.03.99

Узагальнено результати робіт, проведених в Україні зі створення регульованої ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі. Розглядаються конструктивні заходи щодо запобігання проникненню полум'я в систему подачі палива, організації згоряння та пропонується формула для розрахунку витрат палива через регульовану фільтру з кільцевою конусною щілиною. Теоретично та експериментально доводиться здатність ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі до більш глибокого регулювання тяги у порівнянні з іншими ракетними рушійними установками.

На верхніх ступенях ракет сучасних ракетних комплексів різного призначення для дозорону, гальмування та маневрування космічних об'єктів необхідні ракетні рушійні установки, здатні багаторазово вмикатись, а також регулюватись по тязі.

До останнього часу з цією метою використовувались ракетні рушійні установки здебільшого на двокомпонентному рідкому паливі, наприклад регульована рушійна установка посадочного модуля програми «Аполлон», за допомогою якої американські астронавти здійснювали маневрування над поверхнею Місяця під час пошуків зручних майданчиків та м'яку посадку на них.

Кожний із компонентів палива в цих установках міститься окремо в своєму баці і за допомогою системи подачі під тиском подається в камеру згоряння. Отруйність та висока плинність рідких компонентів палива в цих установках, таких як несиметричний диметилгідразин та азотний тетроксид, ускладнюють експлуатацію та примушують використовувати високогерметичні металеві баки для забезпечення екологічної безпеки. Використання металевих баків обмежує тиск в камері згоряння при витісній системі подачі палива, що знижує економічність рушійної установки, або ускладнює її конструкцію в разі використання насосної системи подачі.

Ракетні рушійні установки на твердому паливі мають більш просту конструкцію, але не здатні оперативно регулюватись по тязі та багаторазово вмикатись, і тому використовуються для виконання простих завдань.

У зв'язку з цим увагу фахівців стали привертати рушійні установки на унітарних (однокомпонентних), як рідких, так і пастоподібних паливах. В цих рушійних установках паливо розміщується в одному баку, тому вони мають простішу конструкцію системи подачі, що суттєво спрощує конструкцію рушійної установки в цілому. Незважаючи на менший питомий імпульс, при використанні на верхніх ступенях ракет для виконання деяких завдань вони можуть мати кращі масовогабаритні характеристики, ніж рушійні установки на двокомпонентному паливі.

Ракетні рушійні установки на унітарних рідких паливах мають обмежене регулювання тяги та через високу плинність палива створюють економічні проблеми при виробництві палива, випробуваннях двигунів та пусках ракет. Крім того, використання цих рушійних установок на твердо-паливних ракетах знижує їх експлуатаційні якості та екологічну безпеку.

Водночас відбувається невпинне ускладнення завдань, які вирішуються ракетними комплексами.

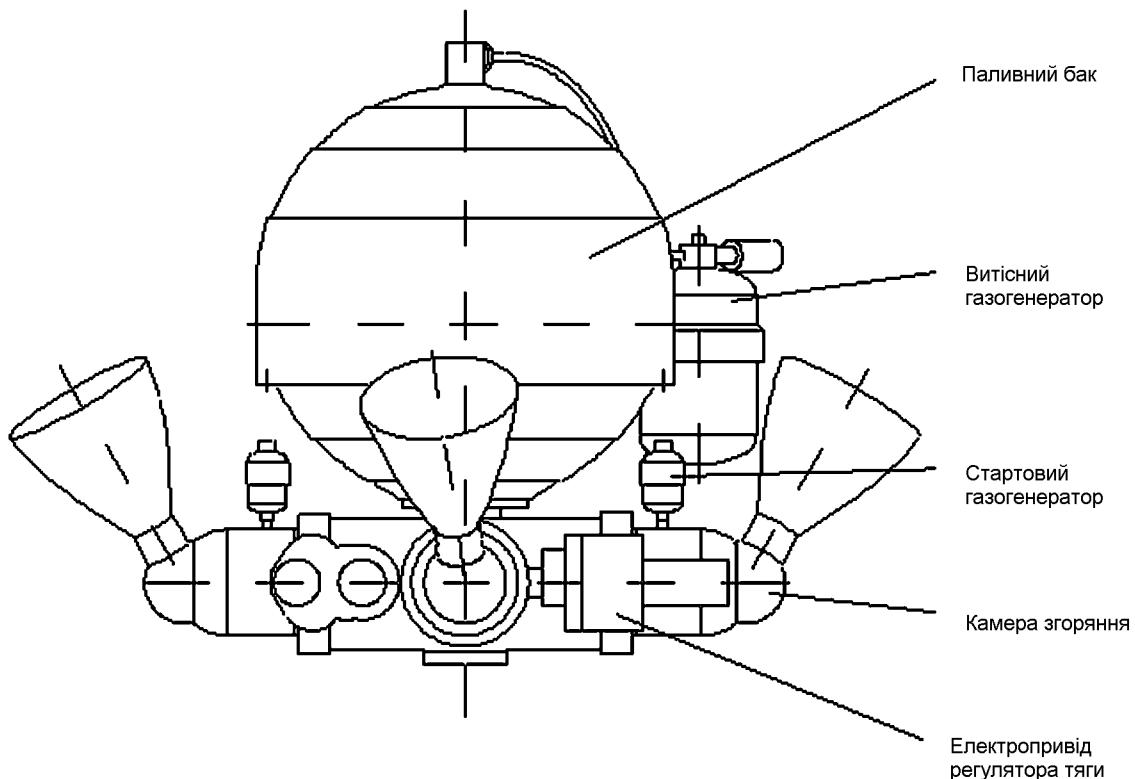


Рис. 1. Загальний вигляд ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі

Наприклад, виведення та точне розташування на різних орбітах кількох супутників різної ваги та розмірів накладає на рушійні установки верхніх ступенів ракет посилені вимоги щодо оперативного та глибокого регулювання тяги, багаторазового вмикання, а також щодо екологічної безпеки.

Проектно-дослідні роботи, проведенні в ДКБ «Південне», показали, що для виконання деяких завдань ракетні рушійні установки з подачею в камеру згоряння пастоподібного палива мають перевагу над усіма іншими.

Результати цих робіт виявилися пріоритетними, привернули увагу закордонних фахівців, а Американський інститут аeronавтики та астронавтики (AIAA) замовив доповідь про ці роботи. Доповідь була представлена на конференції AIAA в червні 1993 р.

В ракетних рушійних установках на пастоподібному паливі використовується нестверділе пластифіковане двохосновне або сумішне (гомогенне або гетерогенне) паливо у вигляді пасті або гелю, яке міститься в одному баку і подається в камеру згоряння за допомогою витісної системи подачі (рис. 1).

Подача палива з бака в камеру згоряння дозволяє оперативно регулювати тягу та багаторазово вмикати рушійну установку. Низька плинність цих палив та відсутність в них газовиділення знижує вимоги щодо герметичності системи подачі, а це дозволяє використовувати пластикові баки, які витримують високий тиск при малій вазі, що дозволяє підняти тиск в камері згоряння, а тим самим підвищити і основні характеристики установки.

Однією з основних проблем при створенні ракетної рушійної установки на унітарному паливі є запобігання проникнення (проскоку) полум'я в систему подачі, що неминуче приводить до вибуху.

Розгляд фізичної моделі процесів, які мають місце під час подачі пастоподібного палива в камеру згоряння, показав, що уникнути проскоку полум'я в ракетній рушійній установці на пастоподібному паливі можна значним перевершенням швидкості подачі палива в камеру згоряння над швидкістю його горіння. Для цього паливо в камеру згоряння має подаватись через фільтру з малою площею прохідного перерізу та виготовлену з теплозахисного матеріалу.

Вивчення конструкцій рушіїв, що пропонуються

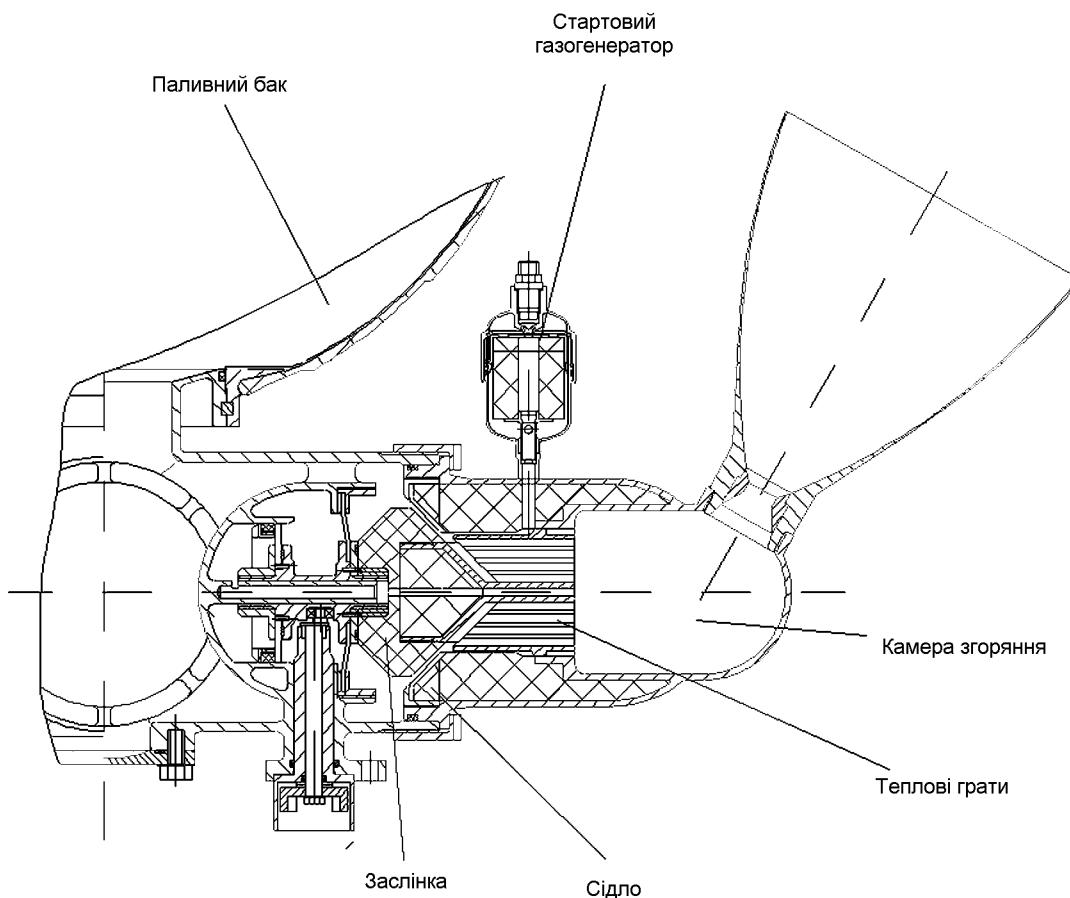


Рис. 2. Варіант конструкції камери згоряння

у технічній і патентній літературі, показало, що найбільш вдалою є конструкція за патентом США. В ній пастоподібне паливо подається в камеру згоряння через регульовану фільтру, яка водночас служить і регулятором тяги (рис. 2).

Прохідний канал такої фільтру являє собою кільцеву регульовану щілину, створену заслінкою та сідлом.

На початку робіт існували сумніви щодо працездатності рушійної установки на пастоподібному паливі, бо скільки б ми не збільшували швидкість палива в фільтру, в пристінку її каналу швидкість завжди буде меншою швидкості горіння, внаслідок чого полум'я по пристінку може проникнути через фільтру в бак.

Для вивчення процесів, що відбуваються в рушійних установках на пастоподібному паливі, була створена дослідна рушійна установка, креслення якої приведене на рис. 3.

Установка включає в себе регульовану камеру згоряння з приводом та паливний бак.

Вже перші вогневі випробування рушійної установки розвіяли сумніви щодо просоку полум'я з камери згоряння до баку. Вона безаварійно працювала понад 300 с і припиняла роботу після закінчення палива.

Детальне вивчення роботи фільтру дозволило пояснити працездатність установки тим, що біля стінки каналу фільтру, крім гіdraulічного, існує також і тепловий пристінок, в якому паливо не горить завдяки тепловідводу із зони горіння в стінку фільтру, і тому полум'я не може проникнути вздовж стінки фільтру до бака.

Проведені роботи показали, що ракетні рушійні установки на пастоподібному паливі завдяки специфічним якостям палива мають в десятки разів вищу здатність до регулювання тяги, ніж всі інші ракетні установки.

Це відбувається тому, що пастоподібні палива мають високу в'язкість, яка сягає 2000 пуз, за характером течії близькі до розплавів полімерних речовин і течуть в глибокому ламінарному режимі.

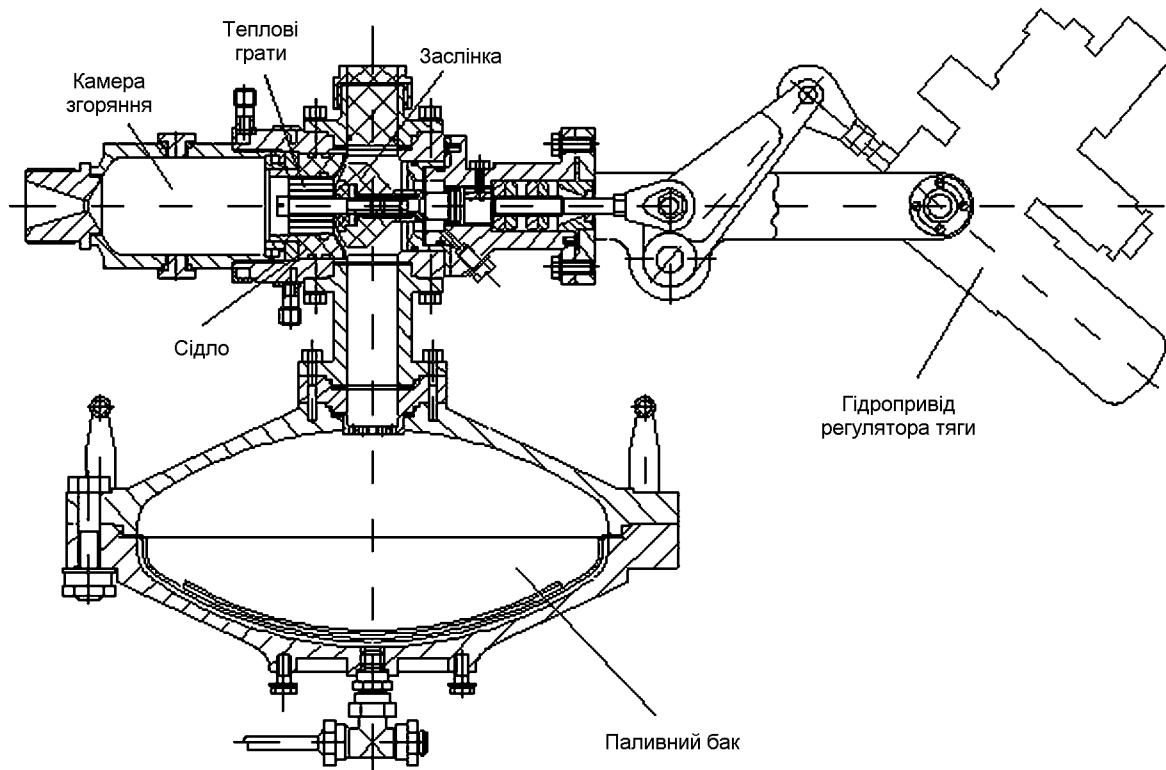


Рис. 3. Дослідна рушійна установка на пастоподібному паливі

Як виявилося, пастоподібні палива з достатньою для практичних цілей точністю підкоряються показниковому законові течії неньютонівської рідини Оствальда де Вілла. Цей закон встановлює залежність напруги тертя від швидкості зсуву в'язкопружної рідини:

$$\tau = K\gamma^n,$$

де K — консистентна стала; γ — швидкість зсуву; n — індекс течії.

Витрати палива через регулятор тяги (фільтру) залежать від напруги тертя об стінки фільтру, яка, в свою чергу, залежить від поля швидкостей палива в перерізі каналу. При зміні ширини каналу фільтру змінюється градієнт швидкості, а з ним і напруга тертя палива об стінку, і тому витрати палива змінюються не тільки за рахунок зміни площин перерізу регульованої щілини фільтру, а також за рахунок зміни опору тертя в ній.

Реологічні процеси, які мають місце в паливі під час течії через фільтру, відбуваються в основному внаслідок дії на паливо перепаду тиску на фільтру, а також сил тертя палива об стінки на підході до фільтру та в каналі самої фільтру.

Згідно з рівнянням збереження енергії падіння

тиску на фільтру

$$\Delta P = \frac{\tau_w F_t}{f_n},$$

де τ_w — напруга тертя на стінці каналу; F_t — площа тертя; f_n — прохідна площа розтину каналу.

Закон Оствальда де Вілла дозволяє визначити напругу тертя пастоподібного палива об стінки каналу в залежності від реологічних властивостей палива та швидкості зсуву на стінці:

$$\tau_w = K\gamma_w^n,$$

де γ_w — швидкість зсуву палива на стінці.

В свою чергу, швидкість зсуву на стінці каналу залежить від епюри швидкостей. Але визначення епюри швидкостей неньютонівської рідини являє собою складну задачу, аналітичне рішення якої знайдене поки що лише для каналів з постійним перерізом круглої, кільцевої або плоскої форми, і тільки на дільниці каналу, де течія рідини сформована (стабілізована), тобто на ділянці, де епюра швидкостей стала, відповідає полю швидкостей на попередній та наступних ділянках. Крім того, в конвергентних каналах, в яких площа перерізу змінна, і до яких належать канали регульованих

фільтр, а також на вході в канал з постійним перерізом течія рідини не сформована, і визначення напруги тертя викликає значні труднощі.

У зв'язку з цим привертає увагу метод визначення втрат тиску при нестабілізованій течії неньютонівської рідини, запропонований Беглі. Беглі піділяє втрати тиску на ділянці каналу, де має місце нестабілізована течія, на втрати тиску ΔP_{ct} при стабілізованій течії на цій ділянці та на додаткові втрати тиску ΔP_0 , викликані нестабільністю течії:

$$\Delta P = \Delta P_{ct} + \Delta P_0.$$

При цьому додаткові втрати тиску на несформованість течії розраховуються як для сформованої течії на додатковій фіктивній ділянці каналу. Геометричні параметри додаткової фіктивної ділянки Беглі визначив для входу в круглий канал, де має місце нестабільна течія, з допомогою поправочного коефіцієнта (поправка Беглі), знаходячи його з графічної залежності між тиском та градієнтом швидкості (швидкістю зсуву):

$$\Delta P_{ct} + \Delta P_0 = 2\tau_w \left(\frac{L}{R} + n_{bx} \right),$$

$$n_{bx} = \frac{\Delta L}{R},$$

де L — довжина каналу; R — радіус каналу; n_{bx} — поправний коефіцієнт входу; ΔL — додаткова довжина каналу.

Нескладні перетворення показують, що поправка Беглі — це не що інше, як додаткова площа тертя ΔF , віднесена до прохідної площині f_{np} перерізу каналу:

$$\Delta P_0 = 2\tau_w \frac{\Delta L}{R} = 2\tau_w \frac{\Delta L}{R} \frac{\pi R}{\pi R} = \tau_w \frac{\Delta F}{f_{np}}.$$

Вивчення поведінки пастоподібних палив та інших неньютонівських рідин на вході в канал показали, що на підході до каналу потік рідини звужується, як в конвергентному конусному каналі, але з кутом конусності у 90° . Це приводить до думки, що метод врахування несформованості течії шляхом умовного приєднання до каналу додаткової площи тертя не обмежується тільки входом до каналів, а може бути використаний з достатньою для практичних цілей точністю, також і для визначення втрат тиску в конвергентних каналах (з несформованою течією по всьому каналу). Тоді, знаючи поправку на несформованість течії для відомого конвергентного каналу, можна визначити геометричний параметр (чи комплекс параметрів), по якому знайдеться додаткова фіктивна площа другого конвергентного каналу, яку необхідно при-

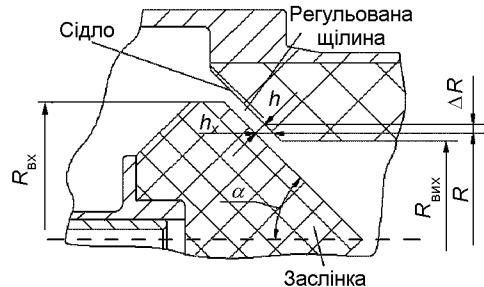


Рис. 4. Розрахункова схема фільтрного блоку

еднати до його площині тертя, щоб знайти втрати тиску в ньому з урахуванням несформованості течії за формулами для сформованої течії.

Знаючи закон течії Оствальда де Вілла для пастоподібного палива, можна знайти залежність перепаду тиску на певному фільтрному блоку в залежності від об'ємних втрат Q палива через нього та ходу заслінки h_x (рис. 4).

Перепад тиску на нескінченно малому проміжку каналу фільтри дорівнює:

$$dP = \frac{\tau_w dF_{tp}}{f_{np}}.$$

При куті конусності каналу понад 45° канал наближається за формою до плоского, тому для знаходження швидкості зсуву пастоподібного палива на стінках каналу скористаємося формулою для плоского щілинного каналу постійного перерізу:

$$\gamma_w = \frac{\gamma_{e\Phi}}{3} \left(2 + \frac{2 \ln \gamma_{e\Phi}}{d \ln \tau_w} \right).$$

Тут $\gamma_{e\Phi}$ — ефективна швидкість зсуву, або ньютонівська швидкість зсуву біля стінки каналу:

$$\gamma_{e\Phi} = \frac{6V_{cp}}{h},$$

де V_{cp} — середня швидкість руху палива через переріз щілини; h — ширина щілини (рис. 4).

З урахуванням закону Оствальда де Вілла швидкість зсуву пастоподібного палива на стінках щілини становитиме:

$$d \ln \gamma_{e\Phi} = \frac{1}{\gamma_{e\Phi}} d \gamma_{e\Phi},$$

$$d \ln \tau_w = d \ln K \gamma_{e\Phi}^n = \frac{1}{K \gamma_{e\Phi}^n} K n \gamma_{e\Phi}^{n-1} d \gamma_{e\Phi},$$

$$\frac{d \ln \gamma_{e\Phi}}{d \ln \tau_w} = \frac{1}{\gamma_{e\Phi}} d \gamma_{e\Phi} \frac{K \gamma_{e\Phi}^n}{K n \gamma_{e\Phi}^{n-1} d \gamma_{e\Phi}} = \frac{1}{n},$$

$$\gamma_w = \frac{\gamma_{e\Phi}}{3} \left(2 + \frac{1}{n} \right).$$

Таким чином, закон Оствальда де Вілла для щілини прийме вигляд

$$\tau_w = K \left[\frac{2V_{cp}}{h} \left(\frac{2n+1}{n} \right) \right]^2.$$

Нескінченно малий приріст площини тертя рівний

$$dF_{tp} = \frac{4\pi R}{\sin\alpha} dR.$$

Тут R — радіус фільтру, α — кут конусності щілини;

$$f_{np} = \pi h(2R + \Delta R),$$

$$\Delta R = h \cos\alpha,$$

$$h = h_x \sin\alpha,$$

$$f_{np} = \pi h_x \sin\alpha (2R + h_x \cos\alpha \sin\alpha),$$

де h_x — хід клапана.

Звідси знайдемо втрати тиску на нескінченно малому проміжку фільтру:

$$dP = K \left(\frac{2n+1}{\pi n} \right)^n \frac{2^{n+2}}{\sin^{2n+2}\alpha} \frac{Q^n}{h_x^{2n+1}} \frac{RDR}{(2R + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{n+1}}.$$

Інтегрування в межах R_{bx} + $n_c h_x$, R_{vix} дає:

$$\begin{aligned} \Delta P &= K \left(\frac{2n+1}{\pi n} \right)^n \frac{2^{n+2} Q^n}{h_x^{2n+1} \sin^{2n+2}\alpha} \times \\ &\times \left\{ \frac{1}{1-n} [(2R_{bx} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n} - \right. \\ &- (2R_{vix} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n}] - \frac{h_x}{n} \sin\alpha \cos\alpha \times \\ &\times [(2R_{bx} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{-n} - (2R_{vix} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{-n}] \}, \\ n_c &= \frac{\Delta R}{h_x}, \end{aligned}$$

де n_c — поправка на несформованість течії; ΔR — додаткова довжина радіуса, яка враховує втрати тиску на нестабілізованість течії.

Консистентна стала K та індекс течії n визначаються для кожного палива окремо за відомими методиками протискуванням його через канал постійного розтину.

Поправка на несформованість течії $n_c = f(R_{bx}, R_{vix}, \alpha)$ визначається для кожного палива протискуванням його через модельну фільтру.

Витрати палива через фільтру можна розрахувати за формулою

$$Q = \frac{\pi n \Delta P^{1/n} \sin^{2+2/n}}{2(2n+1)K^{1/n}} h_x^{2+1/n} \left/ \left\{ \frac{1}{1-n} \times \right. \right.$$

$$\begin{aligned} &\times [(2R_{bx} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n} - (2R_{vix} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^{1-n}] - \frac{h_x}{n} \sin\alpha \cos\alpha \times \\ &\times \left[\frac{1}{(2R_{bx} + n_c h_x + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^n} - \frac{1}{(2R_{vix} + h_x \cos\alpha \sin\alpha)^n} \right] \}^{\frac{1}{n}}. \end{aligned}$$

Формула витрат через регулятор рідкого палива, яке являє собою ньютонівську рідину, має вигляд

$$Q = \mu 2\pi R h_x \sin\alpha \left(\frac{2g\Delta P}{\gamma} \right)^{1/2},$$

де μ — коефіцієнт витрат; γ — питома вага палива; g — прискорення вільного падіння.

З цих двох формул видно, що витрати через регулятор пастоподібного палива при індексі течії $n < 1$, що має місце для створених на цей час палив, залежить від ходу заслінки h_x майже в кубі, тоді як для рідкого палива — лінійно.

На рис. 5 приведене порівняння у відносних координатах залежностей витрат пастоподібного (з індексом течії $n = 0.4$) та рідкого палив в залежності від ходу регулюючого елемента, з якого видно, що при одному і тому ж ході регулюючого елемента витрати пастоподібного палива значно більше змінюються, ніж рідкого.

За допомогою приведених формул розраховано дросельну характеристику дослідної рушійної установки (рис. 3) на пастоподібному паливі ПСТ-2 (залежність витрат палива Q , тиску P_k в камері згоряння та тиску P_n на вході у фільтру від ходу заслінки).

Рис. 6 показує, що експериментальна та розрахунова дросельні характеристики цієї установки дуже близькі. Зміщення розрахованої характеристики на 0.25 мм праворуч пояснюється деформацією роз-

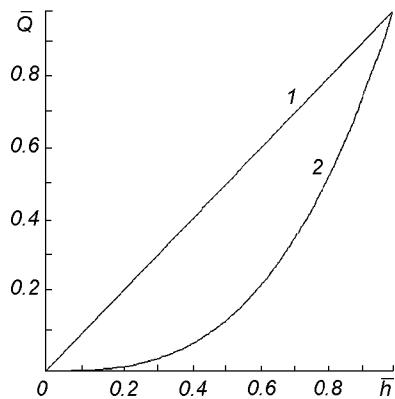


Рис. 5. Порівняння витратних характеристик пастоподібного (1) та рідкого (2) палива

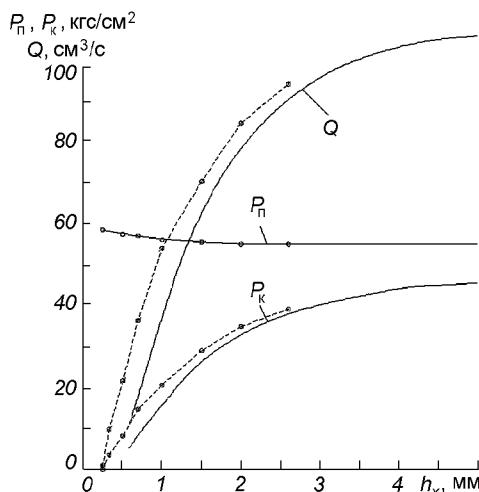


Рис. 6. Експериментальна (штрихова) та розрахункова (суцільна лінія) дросельні характеристики дослідної установки

міщеної в щілині гумової діафрагми під впливом перепаду тиску, що не було враховано при розрахунках.

Крім того, отримана дросельна характеристика дослідної рушійної установки показує високу здатність ракетних рушійних установок на пастоподібному паливі до регулювання тяги. На дослідній рушійній установці з одним ступенем регулювання досягнута більш ніж десятикратна зміна тяги, тоді як на регульованій рушійній установці посадочного модуля програми «Аполлон» для такої глибини регулювання використовувались кавітаційний дросель з постійним перепадом тиску та регульована щілинна форсунка, що значно ускладнило конструкцію установки.

Особливе значення для ракетних рушійних установок на пастоподібному паливі має організація згоряння палива. Незважаючи на те, що роботи над ракетними рушійними установками на пастоподібному паливі розпочаті ще на початку 1960-х рр., втілення їх гальмувалось саме труднощами організації згоряння.

Для забезпечення потрібних витрат палива в ракетних рушійних установках необхідно організувати достатню поверхню згоряння. В ракетних рушійних установках на рідкому паливі достатня поверхня згоряння досягається роздрібленим паливом на безліч дрібних крапель шляхом впорскування його в камеру згоряння під тиском через форсунки.

В ракетних рушійних установках на твердому паливі горіння відбувається прямо в паливному баку, який водночас являється камерою згоряння і має достатні розміри для організації великої по-

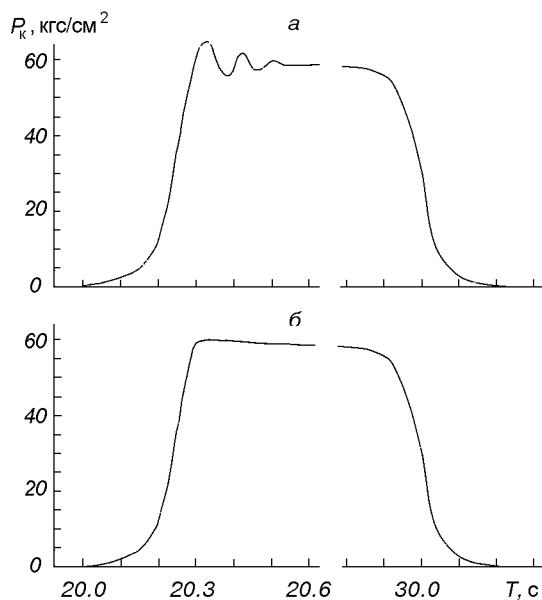


Рис. 7. Осцилограмами тиску в камері згоряння без теплових грат (а) та з тепловими гратами (б)

верхні згоряння.

Необхідність глибокого регулювання тяги та багаторазового вмикання примушує спалювати паливо в окремій камері згоряння — як в установках на рідкому паливі. Але при спалюванні пастоподібного палива його неможливо роздрібнити на безліч дрібних частинок, і тому для забезпечення потрібних витрат палива потрібно було збільшувати розміри камери згоряння, що погіршувало габаритно-масові характеристики установки до неприйнятних значень.

Ще 1966 р. в США була запатентована «Система управління згорянням твердого палива» [2], в якій реалізується відомий спосіб збільшення швидкості згоряння твердого палива шляхом підсилення тепlopідвodu від зони полум'я до поверхні згоряння палива за допомогою теплопровідного елемента, виконаного з жаростійкого та теплопровідного матеріалу, наприклад молібденового сплаву.

Нагрітий продуктами згоряння і розміщений близько від поверхні згоряння палива теплопровідний елемент підсилює підвід тепла в зону згоряння, чим підвищує швидкість підготовчих процесів в паливі, а тим самим — і швидкість його згоряння.

Очевидно, теплопровідний елемент доцільно використати і для збільшення швидкості згоряння пастоподібного палива в ракетній рушійній установці.

На рис. 2 і 3 показані теплопровідні елементи, виконані в вигляді теплових грат, з розвиненими

теплообмінними поверхнями. Теплові грати розміщені всередині камери згоряння на виході з регульованої фільтри.

Використання теплових грат в камері згоряння дослідної рушійної установки в декілька разів підвищило швидкість згоряння палива, чим суттєво збільшились витрати палива, без збільшення розмірів камери згоряння.

Як показали випробування дослідної рушійної установки на пастоподібному паливі, теплові грати не тільки дозволили збільшити витрати палива без збільшення розмірів камери згоряння, але також дозволили покращити її перехідні процеси.

На рис. 7 приведені дві осцилограми повторного вмикання установки — без теплових грат і з гратами, на яких видно, що при випробуваннях з тепловими гратами відсутнє перерегулювання.

Таким чином, в Україні, в ДКБ «Південне» започатковані роботи в новому напрямку ракетного двигунобудування — роботи по створенню ракетної рушійної установки на пастоподібному паливі. Продведені роботи показали, що ця рушійна установка в разі використання її на верхніх ступенях ракет

для розв'язання низки задач повинна мати більш високі характеристики в порівнянні з іншими рушійними установками завдяки специфічним якостям пастоподібного палива.

1. Вильямс В. А. Теория горения. — М.: Наука, 1971.— С. 253—268.
2. Пат. 4047382 США.—1977.
3. Пат. 3266247 США.—1966.
4. Чанг Дей Хан. Реология в процессах переработки полимеров. — М.: Химия, 1979.—С. 110—129.

A PASTE-PROPELLANT ROCKET PROPULSION SYSTEM

A. M. Ivanchenko

The effort in constructing a paste-propellant rocket propulsion system in Ukraine is described. Construction features for keeping flame from penetrating to the fuel supply system and maintaining combustion are considered. A formula is proposed for calculating the consumption of the propellant which moves through a spinneret with a conical ring-type slot. The paste-propellant rocket propulsion system is shown theoretically as well as experimentally to be more efficient in the thrust control as compared to other rocket propulsion systems.

УДК 629.78

Прогнозирование солнечных батарей в процессе раскрытия их конструкционного и технологий изготовления нагруженности космического с учетом исполнения панелей аппарата

Г. И. Богомаз¹, В. И. Драновский², Л. П. Семенов³, В. П. Трякин², И. К. Хруш¹

¹Інститут технічної механіки НАН і НКА України, Дніпропетровськ

²Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

³Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 17.03.99

Представлена методика дослідження навантаженості панелей сонячних батарей космічного апарату, яка дозволяє проводити комплексний аналіз процесу разгортання системи панелей багатоланцюгової структури з урахуванням її конструктивних, технологічних та функціональних особливостей.

При конструировании космических аппаратов (КА) и их составных систем должен быть осуществлен выбор рациональных параметров — конструктивных, кинематических, динамических, эксплуатационных, экономических — наилучшим образом соответствующих предъявляемым к ним многочисленным требованиям. Практически для каждого элемента КА должны удовлетворяться такие требования, как минимальная масса при необходимой прочности, жесткости, надежности, долговечности, дизайне, технологичности изготовления и учете свойств используемых материалов.

В реализации этих задач призваны сыграть свою роль современные прогрессивные конструкционные материалы, которые позволяют принципиально изменить сам процесс проектирования. В настоящее время конструктор получил возможность наряду с проектированием конструкции осуществить выбор самого материала для ее изготовления, который позволит наилучшим образом воплотить в жизнь конструкторские идеи.

В конструкциях КА применяются различные виды развертывающихся панелей фотоэлектрических батарей. Для всестороннего исследования таких систем, выбора рациональных параметров, оценки влияния различных конструктивных элементов на основные характеристики процесса раскрытия и определения нагрузок от сил инерции, вызванных движением и последующей фиксацией конструкции, первостепенное значение имеет построение математических моделей, адекватно отражающих свойства рассматриваемых систем и удобных для численных экспериментов. Динамические модели развертывания систем жестких и гибких элементов различных конструкций рассмотрены в работах [1, 2, 4, 6, 7].

В настоящей работе дано описание методики прогнозирования нагруженности панелей солнечных батарей (БС) космического аппарата в процессе раскрытия с учетом их конструктивных и функциональных особенностей. При исследовании динамических процессов, происходящих в рассматрива-

емой сложной механической системе при раскрытии, вначале достаточно рассмотреть ее упрощенную модель в виде плоского многозвездного механизма, каждое звено которого имеет одну вращательную степень свободы, а для получения адекватных значений прочностных характеристик необходима подробная динамическая модель. Поэтому на первом этапе математическая модель плоского движения цепочки шарнирно соединенных панелей представлена системой жестких тел с изменяющейся в процессе движения структурой, обусловленной тем, что каждый из углов, характеризующий относительное положение кинематически сопряженных звеньев, ограничен вследствие срабатывания механизмов фиксации при достижении заданных углов. На следующем этапе расчет колебаний и прочностных характеристик многослойных сотопластовых панелей БС под действием ударных нагрузок проведен методом конечных элементов на основе модального принципа разложения по формам собственных колебаний.

МЕХАНИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ПАНЕЛЕЙ БС ПРИ РАСКРЫТИИ

На рис. 1 приведена общая компоновочная схема КА после развертывания в космосе. На корпусе симметрично относительно продольной оси корпуса установлены две панели СБ, каждая из которых состоит из нескольких секций и в исходном зачекованном положении сложена в пакет в виде «ширмы». БС крепятся к приводу на корпусе аппарата при помощи рамы. Необходимую энергию для развертывания системы обеспечивают механизмы поворота, установленные в узлах вращения секций и соединительной рамы, врачающий момент которых предполагается зависящим от углов между ними.

После освобождения пакета от удерживающих

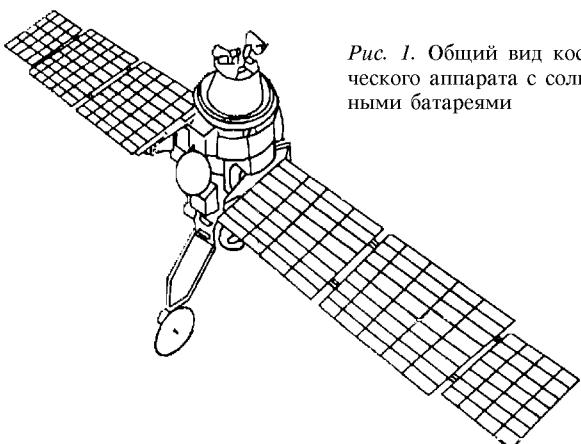


Рис. 1. Общий вид космического аппарата с солнечными батареями

связей происходит развертывание системы, а упоры и захваты ограничивают относительное движение ее элементов, в результате чего возникают их соударения. Поскольку развертывание обеих панелей происходит одновременно, то при моделировании процесса развертывания предполагалось, что панели прикреплены к неподвижному телу. Полный угол поворота соединительной рамы составляет 90° , в то время как относительные углы развертывания остальных секций панелей равны 180° . В развернутом положении вся кинематическая цепочка БС расположена в одной плоскости.

Каждая из панелей представляет собой прямоугольную трехслойную пластину, на лицевой стороне которой размещены фотопреобразователи. Внешние слои панели выполнены из углепластика. Каждый из внешних слоев состоит из двух слоев односторонней ленты толщиной 0,1 мм, ориентированных под углами 0 и 90° к продольной оси панели. В качестве заполнителя используется сотовая конструкция из алюминиевой фольги. Соты имеют форму правильной шестиугольной призмы с шириной грани 6 мм, толщина слоя заполнителя 20 мм. На торцах панелей вклеены алюминиевые вставки для крепления панелей к механизмам поворота. Соединительная рама БФ изготовлена из стержней трубчатого сечения, материал стержней — углепластик.

При движении системы фиксация каждого шарнирного сочленения звеньев, не допускающая дальнейшего взаимного поворота, моделировалась с помощью неупругого удара. Предполагалось, что звенья после раскрытия не могут освобождаться от наложенных на них фиксирующих жестких связей и двигаются как одно звено.

Математическая модель динамики БС получена при предположении, что: все элементы системы являются абсолютно жесткими прямолинейными стержнями длиной l_i и массой m_i ($i = 1, 2, \dots, n$), равномерно распределенной по длине, соединенными между собой идеальными цилиндрическими шарнирами. Для примера, динамическая модель конструкции в виде плоского многозвездника приведена на рис. 2.

Уравнения движения системы получены в виде канонической системы дифференциальных уравнений в форме Гамильтона [5]. В этом случае вместо определения значений обобщенных скоростей системы после каждого соударения и изменения ее структуры необходимо определять обобщенные импульсы, что значительно упрощает процедуру решения задачи.

Пронумеруем звенья в порядке их присоединения друг к другу, считая, что первое звено шарнирно

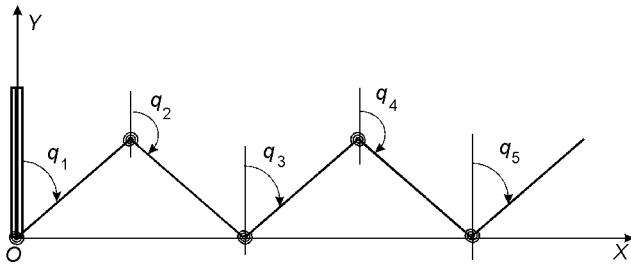


Рис. 2. Расчетная схема БС в виде плоского многозвездного механизма

соединено с неподвижным основанием. Функция Гамильтона

$$H(q_i, p_i) = T(q_i, p_i) + U(q_i),$$

где T и U — кинетическая и потенциальная энергия; q_i, p_i — соответственно обобщенные координаты и импульсы системы, есть полная механическая энергия системы в случае, когда обобщенные скорости \dot{q}_i выражены через обобщенные импульсы p_i .

Временные зависимости $q_i(t)$ и $p_i(t)$ определяются системой обыкновенных дифференциальных уравнений первого порядка

$$\frac{dq_i}{dt} = \frac{\partial H}{\partial p_i}, \quad \frac{dp_i}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial q_i}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (1)$$

Введем систему координат $OXYZ$, а в качестве обобщенных координат выберем углы q_i между осевой линией каждого стержня и осью OY . Кинетическая энергия системы T , представляющая собой сумму кинетических энергий всех стержней, инерционные характеристики которых считаем равномерно распределенными по длине, есть однородный многочлен второй степени относительно производных q_i вида

$$T = \frac{1}{2} \dot{q}^T M \dot{q},$$

где \dot{q} — вектор обобщенных скоростей \dot{q}_i , M — матрица инерционных характеристик системы.

Матрица моментов инерции M является симметричной и положительно определенной, а ее элементы, зависящие от обобщенных координат q_i имеют вид

$$M_{ii} = l_i^2 \left(\sum_{k=1}^n m_k - \frac{2}{3} m_i \right), \quad i = 1, 2, \dots, n,$$

$$M_{ij} = l_i l_j \left(\sum_{k=i+1}^n m_k - \frac{m_i}{2} \right) \cos(q_i - q_j),$$

где $i = 1, 2, \dots, n-1$; $j = i+1, \dots, n$.

Элементы матрицы моментов инерции, например, для пятизвенной системы имеют вид

$$\begin{aligned} M_{11} &= \left(\frac{m_1}{3} + m_2 + m_3 + m_4 + m_5 \right) l_1^2, \\ M_{12} &= \left(\frac{m_2}{2} + m_3 + m_4 + m_5 \right) l_1 l_2 \cos(q_1 - q_2), \\ M_{13} &= \left(\frac{m_3}{2} + m_4 + m_5 \right) l_1 l_3 \cos(q_1 - q_3), \\ M_{14} &= \left(\frac{m_4}{2} + m_5 \right) l_1 l_4 \cos(q_1 - q_4), \\ M_{15} &= \frac{m_5}{2} l_1 l_5 \cos(q_1 - q_5), \\ M_{22} &= \left(\frac{m_2}{3} + m_3 + m_4 + m_5 \right) l_2^2, \\ M_{23} &= \left(\frac{m_3}{2} + m_4 + m_5 \right) l_2 l_3 \cos(q_2 - q_3), \\ M_{24} &= \left(\frac{m_4}{2} + m_5 \right) l_2 l_4 \cos(q_2 - q_4), \\ M_{25} &= \frac{m_5}{2} l_2 l_5 \cos(q_2 - q_5), \\ M_{33} &= \left(\frac{m_3}{2} + m_4 + m_5 \right) l_3^2, \\ M_{34} &= \left(\frac{m_4}{2} + m_5 \right) l_3 l_4 \cos(q_3 - q_4), \\ M_{35} &= \frac{m_5}{2} l_3 l_5 \cos(q_3 - q_5), \\ M_{44} &= \left(\frac{m_4}{3} + m_5 \right) l_4^2, \\ M_{45} &= \frac{m_5}{2} l_4 l_5 \cos(q_4 - q_5), \\ M_{55} &= \frac{m_5}{3} l_5^2. \end{aligned}$$

По определению обобщенный импульс p_i равен производной кинетической энергии по соответствующей обобщенной скорости \dot{q}_i . В матричной форме выражение для обобщенных импульсов имеют вид

$$p = M \dot{q}_i,$$

где p — вектор обобщенных импульсов системы.

Выпишем выражение кинетической энергии через импульсы:

$$T = \frac{1}{2} p^T M^{-1} p. \quad (2)$$

С учетом выражения для кинетической энергии (2) приведем систему разрешающих уравнений движения (1) к окончательному виду

$$\frac{dq_i}{dt} = M^{-1}p, \quad \frac{dp_i}{dt} = \frac{1}{2} p^T M^{-1} \frac{\partial M}{\partial q_i} M^{-1}p + Q_i,$$

где Q_i — моменты приложенные в шарнирных узлах.

В момент фиксации в результате наложения дополнительных связей отдельным звеньям системы принудительно задаются новые скорости. При этом происходят конечные изменения скоростей остальных звеньев системы и возникают ударные импульсы, а последующее ее движение определяется на единицу меньшим числом степеней свободы. Общее уравнение мгновенного удара, описывающее изменение момента количества движения каждой из обобщенных координат системы, имеет вид

$$M\Delta\dot{q} = S,$$

где S и $\Delta\dot{q}$ — вектор-столбец соответственно обобщенного момента импульса и приращения угловых скоростей звеньев системы во время удара.

Обобщенные координаты и скорости i -го звена непосредственно до и после удара обозначим соответственно через q_i^- , \dot{q}_i^- , и q_i^+ , \dot{q}_i^+ . Так как удар считаем мгновенным, то за нулевое время удара конфигурация системы не изменяется, а при фиксации i -го звена относительно $i - 1$ -го выполняется условие

$$q_{i-1}^- = q_{i-1}^+ = q_i^- = q_i^+. \quad (3)$$

После соударения обобщенные скорости соударяющихся звеньев становятся одинаковыми:

$$\dot{q}_i^+ = \dot{q}_{i-1}^-. \quad (4)$$

Соответствующие им обобщенные импульсы, достигнутые на момент перестройки структуры системы, суммируются, а остальные импульсы после удара сохраняют свои значения и являются начальными для последующего движения системы после изменения ее структуры.

Численные расчеты параметров процесса раскрытия системы выполнены с помощью специально разработанной вычислительной программы. Удары в системе учитывались в результате применения следующей логики переключений. Если в кинематической цепочке нет звеньев с некоторой наперед заданной точностью, вытянутых в одну прямую линию, то условие удара в системе в рассматриваемый момент времени не выполняется, и система уравнений движения интегрируется на следующем шаге по времени без учета эффекта удара и перестройки структуры системы. Учет условия фиксации звеньев и ударов в системе обеспечивается формированием уравнений движения, соответствующих новой структуре системы, и пересчетом начальных импульсов, так как значения обобщенных координат системы при мгновенном ударе не изменяются.

Результаты расчета системы, движение звеньев которой вызвано моментами упругих торсионов, показали, что при одинаковых значениях геометрических и физических параметров звеньев и жесткостей торсионов развертывание происходит неупорядоченно. На основании проведенного анализа было получено, что полное синхронное развертывание звеньев будет обеспечено, когда упругие характеристики торсионных пружин системы удовлетворяют соотношению

$$B_1 : B_2 : B_3 : B_4 : B_5 = 1.9 : 1.8 : 1.6 : 1.2 : 0.7.$$

При этом движение отдельных звеньев происходит таким образом, что углы между их продольными осями сохраняют равенство между собой вплоть до момента полного раскрытия.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ БФ

Распределение начальных скоростей створок в момент фиксации их относительного движения было определено из решения предложенной выше математической модели. Это позволило разделить исходную задачу на задачу нелинейной динамики многозвенной системы шарнирно соединенных жестких стержней с эквивалентными инерционными свойствами переменной структуры и линейную задачу динамики многослойных пластин с распределенными параметрами.

Жесткость конструкции СБ оказывает определяющее влияние на нагрузки, возникающие при ударах в моменты фиксации отдельных створок. С помощью метода конечных элементов проведен расчет динамической нагрузкенности элементов конструкции рассматриваемой СБ в момент стопорения как упругой системы, состоящей из плоской соединительной рамы и анизотропных слоистых пластин, изготовленных из ортотропных материалов, главные направления упругости которых не совпадают с направлениями координатных линий. Жесткость механизмов поворота в зафиксированном положении моделировалась пружинным элементом.

При решении системы уравнений движения использовано разложение по формам собственных колебаний, применение которого для задач большой размерности эффективнее прямого интегрирования.

Для анализа напряженно-деформированного состояния был использован базирующийся на методе конечных элементов пакет прикладных программ. Многослойные пластины панелей БФ моделировались четырехузловыми композитными конечными элементами. Матрицы инерционно-жесткостных

характеристик композитных элементов учитывали послойное расположение и свойства каждого из слоев по высоте сечения пластин, а также встраиваемые закладные элементы, используемые для присоединения механизмов поворота панелей. Помимо в основу анализа свойства материалов и структура панелей были заданы со следующими характеристиками:

- заполнитель — алюминиевые соты;
- наружный слой — углепластик или стеклопластик на основе волокон, пропитанных связующим.

В качестве механических характеристик слоя заполнителя выбирались их усредненные значения. Приведенный модуль сдвига сотового заполнителя

$$G_{xz} = \xi G_c \frac{\delta_c}{r},$$

где G_c — модуль сдвига материала сот; δ_c — толщина листа сотового заполнителя; r — радиус описанной окружности; $\xi = 0.878$, если двойные стенки сот расположены параллельно направлению продольной оси панелей, и $\xi = 0.576$ в случае, если плоскость этих стенок нормальна к рассматриваемой оси; $E_z = 1.54E_c \delta_c/r$ — приведенный модуль упругости заполнителя в направлении нормали к пластине; E_c — модуль нормальной упругости материала сот.

Связь наружных слоев между собой и заполнителем считалась идеальной, а ее возможные нарушения не принимались во внимание как малозначащие по сравнению с разрушением наружных слоев или заполнителя, поскольку при совершенной технологии изготовления панелей с сотовым заполнителем нет необходимости учета возможности разрушения по kleевому соединению. Поэтому разрушающие напряжения в многослойной пластине оценивались для наружного слоя и элементов сот заполнителя. Выпучивание вследствие сдвига заполнителя (условие общей устойчивости внешних слоев), а также условие местной устойчивости внешних слоев (при их искривлении подобно пластинам на сплошном упругом основании с образованием цилиндрических складок в наружном слое) не учитывались. Для проверки прочности многослойной панели в местах соединения с механизмами поворота в зоне прилегающей к закладным элементам использовалась более подробная расчетная схема, учитывающая форму бобышки (вкладыша). Во всех рассмотренных случаях полученные коэффициенты запаса прочности находились в допустимых пределах, а максимальные значения напряжений имели место в зоне, прилегающей к закладному элементу. Условие прочности внешних слоев

$$\sigma_{\text{экв}} \leq \sigma_b,$$

где σ_b — предел прочности материала внешних слоев панели.

Условие прочности элементов сот

$$k_3 \sigma_{\text{экв}} \frac{r}{\delta_c} \leq \sigma_{bc},$$

где σ_{bc} — предел прочности материала сот; $k_3 = 0.866$, когда двойные стенки сот расположены параллельно продольной оси конструкции, и $k_3 = 1.5$ в случае, если плоскость этих стенок нормальна к рассматриваемому направлению; $\sigma_{\text{экв}}$ — максимальное значение эквивалентного напряжения по критерию Мизеса, возникающего в заполнителе, рассматриваемого как сплошной слой с соответствующими приведенными характеристиками.

Таким образом, разработана методика расчета динамики процесса раскрытия и оценки прочности многозвездных деформируемых конструкций БФ разветвленной структуры различного назначения, в том числе КА нового поколения в условиях, максимально приближающимся к натуальным.

1. Акуленко Л. Д., Михайлов С. А., Черноуско Ф. Л. Моделирование динамики манипулятора с упругими звеньями // Изв. АН СССР. Механика твердого тела.—1981.—№ 3.—С. 118—124.
2. Гуляев В. И., Завражина Т. В. Динамика пространственных движений космического упругого робота-манипулятора // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 3/4.—С. 90—95.
3. Закора Л. В., Хрущ И. К. Анализ динамики и прочности стержневых систем космической техники методом конечных элементов // Космическая наука и техника. — Киев: Наук. думка, 1992.—С. 50—53.
4. Лоу, Видиасагар. Лагранжева форма уравнений движения манипуляционных робототехнических систем с упругими звеньями // Соврем. машиностроение.—1989.—№ 3.—С. 98—105.
5. Лурье А. И. Аналитическая механика. — М.: Физматгиз, 1961.—824 с.
6. Уай Б., Фурумoto Н., Бэндерджи Э. К., Барбе П. М. Моделирование и расчет динамики развертывания панелей солнечных батарей космического аппарата // Аэрокосмич. техника.—1987.—№ 5.—С. 161—169.
7. Хрущ И. К. Моделирование движения многозвездной системы переменной структуры // Динамика и управление движением механических систем. — Киев: Наук. думка, 1992.—С. 26—35.

PREDICTION OF THE SOLAR PANEL LOADING IN SPACECRAFT IN THE COURSE OF PANEL OPENING WITH THE PANEL CONSTRUCTION AND MANUFACTURE TECHNOLOGY TAKEN INTO ACCOUNT

G. I. Bogomaz, V. I. Dranovskiy, Z. P. Semenov,
V. P. Tryakin, and I. K. Khrushch

We propose a procedure for the study of the loading of solar panels in spacecraft. It allows a complex analysis of the opening of a ladder-type panel system with its structural, technological, and functional peculiarities taken into account.

УДК 517.9 + 62-503.55

Обеспечение информативности бурового робота при адаптивном управлении технологическими процессами космических экспериментов

А. А. Цокуренко

Надійшла до редакції 01.10.98

Робота містить постановку задачі динаміки трансмісії бурового робота в екстремальних умовах космосу (як другу задачу при умовах невизначеності навантажень на робочому органі) та її розв'язання, яке забезпечує виділення переходних процесів. Виділена інформація забезпечує як здобуття даних про об'єкт дослідження, так і адаптивне керування енергопостачанням робота. Отримано принципово нові результати і залежності, які пройшли успішну апробацію в космічних експериментах.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно [2], наиболее перспективными методами исследования космических объектов на сегодняшний день являются контактные методы, обеспечивающие детальное исследование объекта, но они являются и наиболее дорогостоящими и наукоемкими [7].

В силу сказанного реализация конкретного научного космического эксперимента (НКЭ) требует не только технической подготовки (достаточно вспомнить неудачи НКЭ «Венера-11» и «Венера-12», посадку первого модуля на Венеру в рамках МНКЭ ВЕГА), но и получения в результате его проведения максимально возможного количества научной информации. Как правило, режим работы посадочного модуля на поверхности космического объекта, включая и процессы получения информации и принятия решений в рамках программы согласно заданным целевым функциям (ЦФ), возможен только в автономном режиме. При этом сбор и обработка косвенных экспериментальных данных требует решения задач интерпретации [5] и идентификации [9] последних в реальном масштабе времени, основанных на видоизмененной второй

задаче динамики при неизвестных входных данных (нагрузке на рабочем органе, РО), характеризуемых неуправляемой погрешностью. Перечисленный комплекс задач, который можно определить как обратную задачу, является основой информативного обеспечения бурового робота-информатора (БРИ) по косвенным данным физико-механических свойств исследуемого геологического объекта.

Решение задачи восстановления геологического образа объекта исследования ищется методами решения некорректных задач [6] в соответствии с алгоритмом типа энергоемких инструментальных задач [10], согласно которому выполняется редукция экспериментальных данных контактного взаимодействия между объектом и РО [4], а с помощью методов возмущений [3] обеспечивается восстановление полезных сигналов, искаемых переходными процессами силовых трансмиссий БРИ. Решение этих задач, в конечном итоге, позволяет:

- выделять структурные особенности строения подповерхностного слоя космического объекта, характеризуемые различными физико-механическими свойствами, мощности слоев;
- определять значения параметров прочности для каждого из них в реальном масштабе времени.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ АНАЛИЗА ДИНАМИКИ БРИ

Конструкция БРИ ВБ-02 для Венеры характеризуется количеством степеней свободы, реализуемых на РО, равным $N = 2$, и включает как инерционные, так и упругие элементы энергоемких трансмиссий и узлов, функционирование которых сопровождается значительными диссипативными потерями. Полная система уравнений включает описание динамики усилия подачи F , развиваемого на РО, и момента вращения M как независимых в первом приближении [2]. Однако, как известно [4], показатель прочности на срез τ_{cp} на порядок меньше величины предельного сжатия $\sigma_{cж}$ бурильных пород. Последнее приводит к тому, что энергопотребление поступательного движения РО намного больше вращательного. Но по этой же причине именно дифференциальная зависимость поступательного движения является и наиболее информативной, т. е. более точно позволяет выделить переходные процессы, обусловленные изменением прочностных параметров обрабатываемой среды. Поэтому в работе рассматривается только уравнение поступательного движения РО.

Информативными параметрами технологических процессов, реализуемых БРИ, являются согласно комплексному проекту [2, 6] данные по энергопотреблению приводных двигателей. Согласно оценкам переходных процессов электрической части [6], суммарные переходные процессы в БРИ определяются прежде всего инерционным m и упругими элементами C_{pl}, C_e конструкции БРИ [8]:

$$m\ddot{Z} = C_{pl}(Z_0 - Z) - \frac{\beta f}{\omega} \dot{Z} - C_e Z - \beta_0 f - F_0 \quad (1)$$

вместе с зависимостями, описывающими режимы работы:

$$\begin{aligned} & \text{квазистационарный} & \text{динамический} \\ & Z_0(t) = h_0 \int \omega(t) dt, & Z(t) = \int h(t) \omega(t) dt, \\ & \dot{Z}_0(t) = V_{pl}(t) = h_0 \omega(t), & \dot{Z}(t) = V(t) = h(t) \omega(t), \\ & \ddot{Z}(t) = \dot{V}_{pl}(t) = h_0 \dot{\omega}(t), & \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $F_0 = \text{const}$ — усилие поджатия опорной пружины, Z, Z_0 — глубина бурения в динамическом режиме работы и в стационарном, h, h_0 — удельная подача РО в динамическом и стационарном режимах, ω — угловая скорость вращения, развиваемая на РО. Точки обозначают дифференцирование по времени. Коэффициенты β_0, β являются постоянными, определяющими нелинейную зависи-

мость забойной характеристики РО по усилию подачи, имеющую вид [5, 7]

$$F = (\beta_0 + \beta h)f. \quad (3)$$

Они находятся (согласно рекомендациям ГЕОХИ им. В. И. Вернадского) экспериментально и зависят как от геометрии инструмента, так и от потерь в силовой трансмиссии [1, 8]. Кроме того, учет диссипативных потерь производится также на основании учета механизма очистки скважины [6, 7]. Значения $\omega(t)$ и $\dot{\omega}(t)$ определяются из зависимости

$$\omega(t) = \omega_0 - \frac{r}{c} \frac{I(t)}{i_1},$$

где параметры привода: ω_0 — частота «холостого хода», i_1 — передаточное число трансмиссии, r, c — электромеханические постоянные приводного двигателя, $I(t)$ — потребляемый ток двигателя.

Переходными процессами электродвигателей можно пренебречь ввиду того, что их период затухания на два порядка меньше по сравнению с механическими. Именно величина переходных процессов электродвигателей послужила обоснованием для выбора временного интервала опроса датчиков, $\tau_\infty = 0.41$ с, в то время как время механических переходных процессов около 100 с [1, 11].

Уравнение (1) уже в своей постановке включает члены с прочностной характеристикой среды f , содержащие разрывы первого рода, и поэтому не является классическим. Приведем его к уравнению, которое можно было бы решить известными методами. Величина удельной подачи РО $h(t)$ является кинематической постоянной стационарного режима работы БРИ и равна h_0 , что позволяет величиной $\Delta h(t) = h(t) - h_0$ характеризовать работу БРИ в динамическом режиме (1)–(3). В результате замены $Y(t) = \Delta h(t)$ с предварительным дифференцированием по времени (1) преобразуется к виду [9]

$$m\ddot{Y} + A(t)\dot{Y} + B(t)Y = C(t) \quad (4)$$

с начальными условиями

$$Y(t_i) = 0, \quad \dot{Y}(t_i) = 0. \quad (5)$$

Здесь

$$A(t) = \frac{\beta f}{\omega(t)} \theta(t_i) + 2m \frac{\dot{\omega}(t)}{\omega(t)} \approx \frac{\beta f}{\omega(t)} \theta(t_i), \quad (6)$$

$$B(t) = C_{pl} + C_e + \frac{\beta f}{\omega(t)} + m \frac{\ddot{\omega}(t)}{\omega(t)}, \quad (7)$$

$$C(t) = - \frac{(\beta_0 + \beta h_0)f(t)}{\omega(t)}, \quad (8)$$

f — характеристика прочностных свойств среды (крепость породы по шкале М. М. Протодьяконова [4], предел на сжатие [6] и др.); $\theta(t_i)$ — ступенча-

тая функция Хевисайда; t_i — начальный момент i -го переходного процесса.

Предполагается [5], что структура исследуемого геологического объекта имеет слоистое ортотропное строение. Тогда на границе раздела двух сред с различными физико-механическими свойствами решение уравнения (4) состоит из двух частей: $g_0(t)$ и $g_1(t)$, первая из которых (сингулярная) является решением при значениях $dg_0/dt \neq 0$, а вторая (регулярная) — при условии $dg_1/dt = 0$. Сингулярными членами в (4) являются упругий (7) и свободный (8) члены, так как изменение механических свойств среды в момент t_i (который можно, не теряя общности, положить равным нулю) имеет вид $f_1(t_i) - f_{i-1}(t_i) = \Delta f\theta(t_i)$, где $\theta(t_i)$ — функция Хевисайда. В результате дифференцирования по времени последнее обстоятельство приводит к сингулярностям в виде дельта-функции $\delta(t)$:

$$m\ddot{Y} + A(t)\dot{Y} + B(t)Y = C\delta(t) \quad (9)$$

при значениях коэффициентов

$$\begin{aligned} B(t) &= C_{pl} + C_e + \frac{\beta\Delta f}{\omega(t)}\delta(t) + m\frac{\ddot{\omega}(t)}{\omega(t)}, \\ C(t) &= -\frac{\beta\Delta f}{\omega(t)}\delta(t) \end{aligned} \quad (10)$$

и при тех же начальных условиях (5). С физической точки зрения уравнение (9) при $t > 0$ имеет правую часть, равную нулю. Его начальные условия (5) при обычном асимптотическом продолжении правой части в точке $t = t_i$ должны быть изменены в пределе таким образом, чтобы удовлетворялось уравнение (9) с нулевой правой частью. При этом начальное значение функции, очевидно, остается неизменным, а начальное значение ее производной можно получить, отбросив при переходе к пределу $t \rightarrow +0$ члены более низкого порядка. Таким образом, уравнение (9) имеет две особенности: а) является обобщенным дифференциальным уравнением; б) имеет при старшей производной малый параметр m : $m \ll A$, $m \ll B$, $m \ll C$.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ: ВЫДЕЛЕНИЕ ИНФОРМАТИВНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

Решение сингулярного уравнения (9) может быть получено методом сращивания асимптотических разложений (САР) [3]. На основании последних строятся предельные решения $g_0(t)$ и $g_1(t)$, разложения которых в виде бесконечных рядов продолжаются на некоторую промежуточную общую область

определения, после чего на ней выполняется их сращивание: $g_{cp}(t) = \{g_0(t) \cup g_1(t)\}$. Таким образом, основной задачей метода является отыскание предельных решений, справедливых в предельных областях, на которых ищется решение. Для (9) таковыми являются внутренняя область определения в окрестности точки $t = +0$ и внешняя область при $t \rightarrow +\infty$.

Как показывает рис. 1, общее решение (крывые 3) имеет характер пограничного слоя [12] и приближенно может быть описано двумя асимптотическими решениями для предельных случаев, одно из которых (решение 1), при $t = +0$, описывает инерционное, а другое (кривая 2), при $t \rightarrow +\infty$, — упругое поведение системы. Первое из них называется внутренним, а второе — внешним решением задачи (9)—(10).

Для этого продолжим их от предельных точек: $t_0 = +0$ и $t_1 = +\infty$ до общего для обоих решений временного интервала, где они перекрываются: $0 < t^* \leq t \leq +\infty$, после чего выполним их «сращивание». При этом формальная процедура разложения по малому параметру применяется к искомой функции в безразмеренных системах координат. Согласно (9) для внешнего решения

$$A(t)\dot{Y} + B(t)Y = 0, \quad t > 0 \quad (11)$$

таковыми являются:

$$\bar{y} = \frac{A}{C}y, \quad \bar{t} = \frac{B}{A}t, \quad (12)$$

а для внутреннего (пограничного) решения:

$$m\ddot{Y} + A(t)\dot{Y} = 0, \quad (13)$$

— условия

$$\tilde{y} = \bar{y} = \frac{A}{C}y, \quad \tilde{t} = \frac{A}{m}t = \frac{t}{\varepsilon}, \quad (14)$$

где $\varepsilon = mB/A^2$ — малый параметр при старшей производной.

Преобразованное с помощью (14) уравнение динамики (13) принимает вид

$$\varepsilon \frac{d^2\bar{y}}{d\tilde{t}^2} + \frac{d\bar{y}}{d\tilde{t}} + \bar{y} = 0, \quad (15)$$

с начальными условиями

$$\bar{y}(0) = 0, \quad \frac{d\bar{y}(0)}{d\tilde{t}} = 0. \quad (16)$$

Для получения разложения внутреннего решения (15) необходимо перейти к новой (безразмерной) переменной времени, определяющей с какой скоростью характерное время внутреннего процесса ($t_i =$

$= \bar{t}/f(\varepsilon)$, $f(\varepsilon) \rightarrow 0$) достигает начала координат в масштабе времени \bar{t} . Тогда переход к новой переменной в (15) при условии, что члены высших порядков остаются главными и имеют один и тот же порядок, дает

$$\frac{1}{\varepsilon} \cdot \frac{d^2 \bar{y}}{dt_f^2} + \frac{1}{\varepsilon} \cdot \frac{d \bar{y}}{dt_f} + \bar{y} = 0, \quad f(\varepsilon) = \varepsilon, \quad (17)$$

что и определяет характерный предел на основании решения уравнения типа пограничного слоя

$$\frac{d^2 \bar{y}}{dt_f^2} + \frac{d \bar{y}}{dt_f} = 0$$

Предельная внутренняя задача при замене (16) запишется в виде

$$\frac{d^2 \tilde{y}}{dt^2} + \frac{d \tilde{y}}{dt} = 0 \quad (18)$$

с преобразованными начальными условиями (18)

$$\tilde{y}(0) = 0, \quad \frac{d \tilde{y}(0)}{dt} = 1. \quad (19)$$

Разложение, пригодное вдали от границы, может быть получено из (15) на основании предельного перехода по параметру $\varepsilon \rightarrow +\infty$ при фиксированном t . Внутреннее разложение выбирается с таким внутренним масштабом шкалы (16), который позволяет избавиться от малого параметра при старшей производной. В результате асимптотическое разложение, соответствующее пределу пограничного слоя, имеет вид

$$\begin{aligned} \bar{y}(\tilde{t}; \varepsilon) &\approx \mu_0(\varepsilon)g_0(\tilde{t}) + \mu_1(\varepsilon)g_1(\tilde{t}) + \dots, \\ \frac{\mu_{n+1}}{\mu_n} &\rightarrow 0, \quad \varepsilon \rightarrow 0, \quad \tilde{t} = \bar{t}/\varepsilon. \end{aligned} \quad (20)$$

После подстановки (20) в (17) и сравнения членов одного порядка получим последовательность приближенных уравнений:

$$\frac{d^2 g_0}{dt^2} + \frac{dg_0}{dt} = 0, \quad (21)$$

$$\frac{d^2 g_1}{dt^2} + \frac{dg_1}{dt} = \begin{cases} -g_0, & \text{если } \varepsilon \mu_0 / \mu_1 \rightarrow 1, \\ 0, & \text{если } \varepsilon \mu_0 / \mu_1 \rightarrow 0. \end{cases}$$

Величина $\mu_0(\varepsilon)$ определяется из начальных условий (19) при выполнении предельного перехода $\tilde{t} \rightarrow +0$, что дает $\mu_0(\varepsilon) = 1$, а начальные условия соответственно принимают вид

$$\begin{aligned} g_0(0) &= 0, \quad dg_0(0)/d\tilde{t} = 1, \\ g_1(0) &= 0, \quad dg_1(0)/d\tilde{t} = 0. \end{aligned}$$

В результате для g_0 получим решение типа пограничного слоя:

$$g_0 = 1 - \exp(-\tilde{t}). \quad (22)$$

Решение методом САР может быть получено с любой степенью точности, хотя на практике часто достаточно разложений нулевого порядка. Для получения членов более высокого порядка необходимо потребовать, чтобы правая часть (21) была отличной от нуля, т. е. необходимо положить $\mu_1 = \varepsilon$. Тогда уравнение запишется в виде

$$\frac{d^2 g_1}{dt^2} + \frac{dg_1}{dt} = 1 - \exp(-\tilde{t}),$$

а его решение с учетом начальных условий (18) примет вид

$$g_1(\tilde{t}) = (2 - \tilde{t}) - (2 + \tilde{t})\exp(-\tilde{t}).$$

Сращивание внутреннего (20) и внешнего разложений

$$\bar{y}(\bar{t}; \varepsilon) = \nu_0 h_0 + \nu_1 h_1 + \dots + \nu_n h_n + \dots$$

позволяет определить порядки величин членов и коэффициентов интегрирования во внешнем разложении. Другими словами, внешнее разложение «приводится» к внутреннему с помощью подбора коэффициентов при членах одного порядка рассматриваемых разложений. В результате согласования по членам первого порядка имеем

$$\begin{aligned} \lim_{\varepsilon \rightarrow 0; t_0 = \text{const}} \{ &\nu_0 A \exp(-\eta t_\eta) + A(1 - t_\eta) \exp(-\eta t_\eta) + \dots - \\ &- [1 - \exp(-\eta t_\eta/\varepsilon)] - \\ &- \varepsilon [(2 - \eta t_\eta/\varepsilon) - (2 + \eta t_\eta/\varepsilon) \exp(-\eta t_\eta/\varepsilon)] \} = 0, \\ t_\eta &= t/\eta(\varepsilon), \quad \eta = o(\varepsilon). \end{aligned} \quad (23)$$

Для членов нулевого порядка из (23) следует условие $\nu_0 = 1$; $A_0 = 1$, а сращивание следующего порядка (после отбрасывания членов более высоких порядков и разложения экспоненты в ряд) дает значение величины $A_1 = 2$. Применяя формальный метод разложения искомых решений \bar{y} и \bar{y}' с соответствующей подстановкой разложений в (15) и (18), после ряда упрощений производим сращивание последних. Окончательно внешнее и внутреннее разложения имеют вид соответственно

$$\bar{y}(\bar{t}; \varepsilon) \approx (-\bar{t}) + \varepsilon(2 - \bar{t}) \exp(-\bar{t}) + \dots,$$

и

$$\bar{y}'(\tilde{t}; \varepsilon) \approx 1 - \exp(-\tilde{t}) + \varepsilon[(2 - \tilde{t}) - (2 + \tilde{t})] \exp(-\tilde{t}) + \dots,$$

Сложение полученных разложений и вычитание

из суммы общей части, т. е. тех членов, которые сращены, дает равномерно пригодное представление решения (9) на всей области определения $Y(t)$: $0 \leq t \leq +\infty$.

Окончательное решение, полученное методом САР с точностью до членов третьего порядка после подстановки значений ε , t и t , принимает вид

$$\begin{aligned} h(t) \approx h_0 + \frac{C}{A} \left\{ \left[\exp\left(-\frac{B}{A}t\right) - \exp\left(-\frac{A}{m}t\right) \right] + \right. \\ \left. + \frac{mB}{A^2} \left[\left(2 - \frac{B}{A}t\right) \exp\left(-\frac{B}{A}t\right) - \left(2 + \frac{A}{m}t\right) \exp\left(-\frac{A}{m}t\right) \right] + \dots \right\}. \end{aligned} \quad (24)$$

Решение (24) имеет вид составного разложения (рис. 1), каждый член которого состоит из внутренней части — «дефекта» пограничного слоя и внешней части — асимптотической, причем, как видно из сравнения решения (24) с оценкой [8], уже первый член разложения дает хорошее описание физического процесса при малых значениях t .

В силу того, что полученное разложение (24) может с любым порядком точности приблизить искомое решение, а модели (1)–(5) правильны,

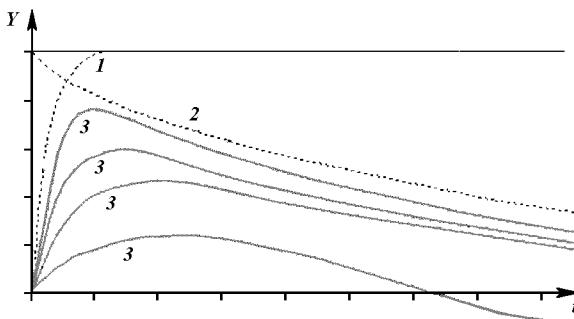


Рис. 1. Решение (4) методом САР: 1 — внутреннее, $t = +\infty$; 2 — внешнее, $t \rightarrow +\infty$; 3 — решение, полученное на основании САР для различных порядков разложений предельных решений 1 и 2

можно утверждать о существовании решения, а на основании экспериментальной проверки — о высокой степени идентификации рассматриваемых процессов.

Сравнение постоянных времен затухания для предельных решений [8] показывает, что время переходного процесса определяется в основном величиной постоянной времени внешнего решения Δt_{ext} , в то время как величиной Δt_{int} можно пренебречь:

$$\frac{\Delta t_{\text{int}}}{\Delta t_{\text{ext}}} \approx \frac{mB}{A} \equiv \varepsilon \approx 10^{-6}.$$

Таким образом, решение (9) с высокой точностью аппроксимируется выражением

$$h(t) \approx h_0 + \frac{C}{A} \left[\exp\left(-\frac{(C_{\text{pl}} + C_e)\omega}{\beta f_{i+1}} t\right) \right], \\ i = 0, 1, 2, \dots.$$

В силу того, что производные в начальный момент времени испытывают большой скачок, такой вид решений получил название «жесткого».

Переходные процессы также влияют на функциональные характеристики БРИ, искажая тем самым информативные параметры эксперимента. Как следует из [5], сказанное о решении для $h(t)$ относится также и к другим функциональным характеристикам БРИ: $V(t)$ — скорости движения, усилию подачи $F(t)$, моменту вращения $M(t)$ и угловой скорости $\omega(t)$, развиваемых на РО, (рис. 2). Учитывая монотонный характер $Z(t)$ и предполагая гомеоморфизм зависимости $Z(t)$, решения для последних также имеют вид пограничного слоя.

Полученное выражение для $h(t)$ является (при выделении начального момента i -го переходного процесса) обоснованием «жестких» функциональных характеристик БРИ, что позволяет, с одной стороны, определять как глубину залегания слоя и значения его физико-механических параметров, а с

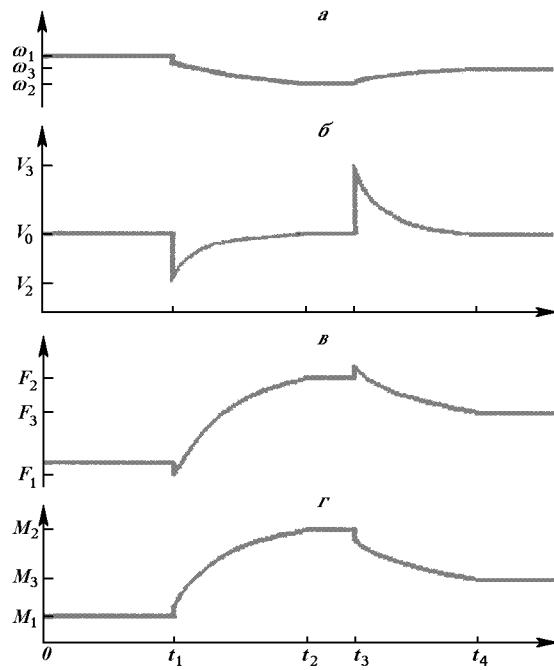


Рис. 2. Динамика функциональных характеристик БРИ: а — $\omega(t)$, б — $V(t)$, в — $F(t)$, г — $M(t)$

другой — изменения силовых и кинематических характеристик БРИ (рис. 2) в соответствии с забойными характеристиками (3) РО [5, 7].

Постановка и решение задачи (4) с учетом выделяемых «жестких» искажений из данных в конечном итоге позволяет определять действительные функциональные характеристики БРИ и восстанавливать геологический «образ» объекта исследования, включая структуру его строения. Получаемая в реальном масштабе времени информация обеспечивает тем самым процесс управления на основании заданных ЦФ и информативность систем принятия решений БРИ.

Полученное решение (24) задачи (1)–(5) в явном виде по данным энергопотребления при заведомо неизвестных нагрузках на РО БРИ позволило с высокой степенью точности выделять информативные сигналы в процессе реализации НКЭ «Венера-13», «Венера-14», МНКЭ ВЕГА, обеспечивая тем самым получение надежной и достоверной научной информации [1].

1. Алимов О. Д., Фролов А. В., Цокуренко А. А. и др. Исследование свойств горных пород Венеры по результатам бурения. — Фрунзе: Илим, 1987.—109 с.
2. Бармин В. П., Алимов О. Д. Результаты работ по созданию буровых автоматов для космических исследований // Буровые автоматы для космических исследований.—1975.—Вып. 2.—С. 7—16.—(№ 090).
3. Найфэ А. Х. Методы возмущений. — М.: Мир, 1976.—456 с.
4. Протодьяконов М. М., Тедер Р. И., Ильницкая Е. И. и др. Распределение и корреляция показателей физических свойств горных пород. — М.: Недра, 1981.—191 с.
5. Фролов А. В., Цокуренко А. А. Определение крепости породы по току двигателя буровой установки // Исследования интегро-дифференциальных уравнений. — Фрунзе: Илим, 1985.—С. 258—263.
6. Фролов А. В., Цокуренко А. А. Обоснование алгоритма

формирования и обработки информации бурового робота-информатора. — НИЦ ИМПУЛЬС АН Кирг. ССР, 1988.—53 с.—(№ 0659).

7. Фролов А. В., Цокуренко А. А. Автоматизация бурового эксперимента // Журн. УСиМ.—1991.—№ 2.—С. 124—127.
8. Фролов А. В., Цокуренко А. А., Кондратьев В. П. Оценка изменяемости удельной подачи бурового устройства типа ВБ-02 // Буровые и грунтозаборные автоматы для космических исследований.—1983.—Вып. 3.—С. 243—259.—(№ 0566).
9. Цокуренко А. А. Научно-методические основы обоснования надежности функционирования бурового робота-информатора и достоверность научной информации на основании системного подхода // Тр. IX Всесоюзн. конф. по механике горных пород. — Фрунзе: Илим, 1989.—С. 166—173.
10. Цокуренко А. А. Постановка задачи редукции системы интегральных уравнений Вольтерра // Інтегральні перетворення та їх застосування до крайових задач. — Київ: НАН України, Інститут математики.—1997.—Вип. 14.—С. 236—242.
11. Цокуренко А. А. Информационно-вычислительный комплекс и обратные задачи. — Київ: Наук. думка, 1997.—281 с.
12. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. — М.: Наука, 1974.—712 с.

ENSURING THE INFORMATION FROM A DRILL ROBOT UNDER THE ADAPTIVE CONTROL OF TECHNOLOGICAL PROCESSES IN SPACE EXPERIMENTS

A. A. Tsockurenko

We formulate the problem of the dynamics of the drill robot transmission in extreme open space conditions (as a 2-nd dynamics problem under indefinite loads on a robot's working organ). We found a solution which ensures the removal of any transitional processes. The allocated information secures the data on the object being studiedand an adaptive control over robot's energy consumption. Basically new results and were obtainednew relationships were derived. They were successfuley tested in different scientific space experiments.

УДК 616.45-001.1/3:612.67

Влияние гипергравитационного стресса на интенсивность газообмена и выживаемость молодых и старых морских свинок

Х. К. Мурадян, А. Н. Тимченко

Інститут геронтології АМН України, Київ

Надійшла до редакції 19.04.99

При старінні резистентність до гіпергравітаційного стресу морських свинок знижується. Діапазон допустимої гіпергравітації для них помітно вужчий, ніж для інших досліджених видів ссавців — мишей, хом'ячків і щурів. Крім того, при гіпергравітаційному стресі у морських свинок обох вікових груп не спостерігається зниження інтенсивності газообміну і температури тіла, характерні для інших вказаних видів. В цілому резистентність морських свинок до гіпергравітації, очевидно, близьче до людської, і вони можуть бути більш адекватною експериментальною моделлю.

Гипергравитационный стресс является физиологическим феноменом, которым начинается и кончается любой космический полет с участием биологических объектов, так как взлет и посадка неизменно сопровождается возникновением значительных ускорений. В последние годы накоплен значительный материал о влиянии различных стадий орбитальных полетов на основные физиологические системы человека [5, 6]. Предполагаемое расширение целей, возрастного состава и продолжительности будущих космических экспедиций делает оправданным выяснение возрастных и видовых отличий резистентности к острой гипергравитации. Ранее нами были изучены функциональное состояние ряда систем жизнеобеспечения и результирующая выживаемость у молодых и старых дрозофил, мышей, хомячков и крыс в условиях острой гипергравитации в максимально широком диапазоне силы воздействий — от мягкой нелетальной до полностью летальной. Было обнаружено, что по мере увеличения возраста и массы тела гравиразиентность испытанных лабораторных популяций животных заметно снижается [1—4]. Вместе с тем следует признать, что указанные виды намного превосходят человека по гравиразиентности, верхний допустимый предел которой обычно ограничи-

вается 10g [5]. В этом смысле морские свинки представляются более привлекательной моделью.

Цель настоящей работы — изучить влияние краткосрочного гипергравитационного стресса на интенсивность газообмена, температуру тела и выживаемость у молодых и старых морских свинок. Как показали полученные данные, они оказались ближе к величинам, наблюдаемым у человека, и следовательно, модели с использованием морских свинок могут оказаться более адекватными поведению систем человека в аналогичных условиях.

МАТЕРИАЛ И МЕТОДИКА

В работе использованы зрелые (10—12-месячные) и старые (30—32-месячные) беспородные морские свинки. Острую (10 мин) гипергравитацию моделировали центрифугированием подопытных животных в центрифугах с диаметром 0.5 м или 4 м. Интенсивность потребления кислорода и выделения углекислого газа определяли до, во время и в различные периоды постстрессового восстановительного периода с помощью газоанализатора фирмы Gerb MIJNHARDT (Нидерланды). Ректальную температуру измеряли с помощью электрического

термометра с полупроводниковым датчиком, вмонтированным в тонкую полиэтиленовую трубку.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Морские свинки были самыми крупными из испытанных нами видов животных, поэтому мы предполагали, что они окажутся наименее устойчивыми к гипергравитационным нагрузкам. Действительно, полная выживаемость морских свинок наблюдалась только при нагрузках $P \leq 5g$. При повышении степени гипергравитации до $10g$ и выше выживаемость V резко уменьшалась (рис. 1). При $P = 15g$ выживали единичные животные. В целом резистентность морских свинок к гипергравитационному стрессу оказалась заметно ниже, чем у мышей, хомячков и крыс, не говоря уже о дрозофилах [3, 4]. С другой стороны, характер возрастных отличий этого показателя для всех испытанных нами видов оказался одинаковым: выживаемость в группе взрослых особей была выше, чем у старых. Однако группы и взрослых, и старых морских свинок оказались неожиданно однородными по гравиустойчивости, и при последующем увеличении силы гипергравитационного стресса подопытные животные погибли в довольно узком диапазоне, соответствующем примерно $5g$. Так, 50% гибели взрослых и старых морских свинок соответствовали нагрузки $13g$ и $11g$, а практически полное вымирание животных обеих возрастных групп наблюдалось уже при $16g$. Этим морские свинки существенно отличались от мышей, хомячков и крыс, диапазон летальных гипергравитационных нагрузок которых обычно был «растянут» на 20 — $60g$.

Другой отличительной чертой морских свинок, которая, кстати, может в определенной степени

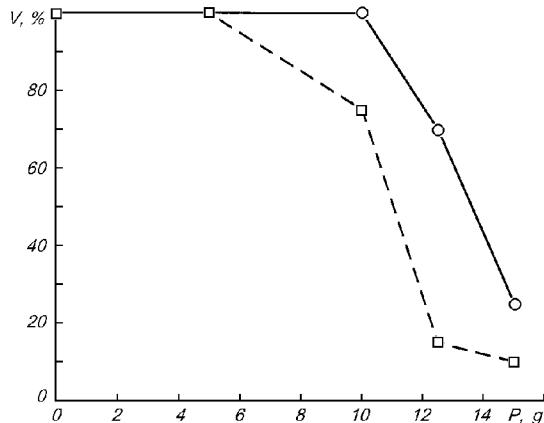


Рис. 1. Выживаемость V взрослых (кружки) и старых (квадратики) морских свинок после краткосрочного (10 мин) гипергравитационного стресса разной силы P

быть причиной их низкой резистентности, является то, что они не проявляли практически никакой метаболической «гибкости», характерной для мышей и крыс, многие из которых выживали несмотря на то (или благодаря тому?), что интенсивность их газообмена и температура тела существенно снижались во время сеанса острой гипергравитации. Уровень газообмена у морских свинок практически не снижался при летальных значениях гипергравитации. Если у мышей и крыс зависимость интенсивности газообмена от силы гипергравитации имела двухфазный характер, увеличиваясь в диапазоне сублетальных и снижаясь при летальных нагрузках, то у морских свинок нам не удалось обнаружить диапазона нагрузок, где бы интенсивность газообмена снижалась. Все выжившие морские свинки неизменно имели газообмен I выше, чем в исходе во всем испытанном нами диапазоне нагрузок (рис. 2). Обращает на себя внимание то, что в группе взрослых животных усиление газообмена после сеанса гипергравитации выше, чем у старых животных во всем испытанном диапазоне.

Примерно такая же картина наблюдалась при измерении ректальной температуры тела, которая у выживших морских свинок практически не отличалась от уровня интактных животных и потому не представлена. По этому параметру морские свинки также существенно отличаются от мышей и крыс, температура тела которых во время острой гипергравитации снижалась на 5 — 10 °C (примерно с 38 °C до 30 °C).

Динамика интенсивности газообмена в постстрессовый восстановительный период у морских свинок

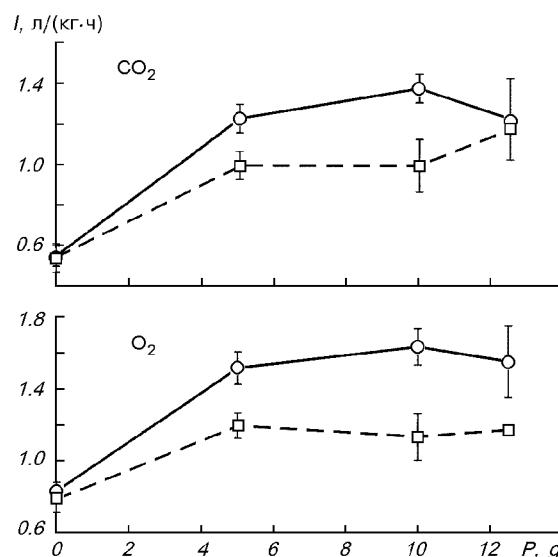


Рис. 2. Выделение углекислого газа и потребление кислорода у взрослых (кружки) и старых (квадратики) морских свинок во время гипергравитационного стресса разной силы P

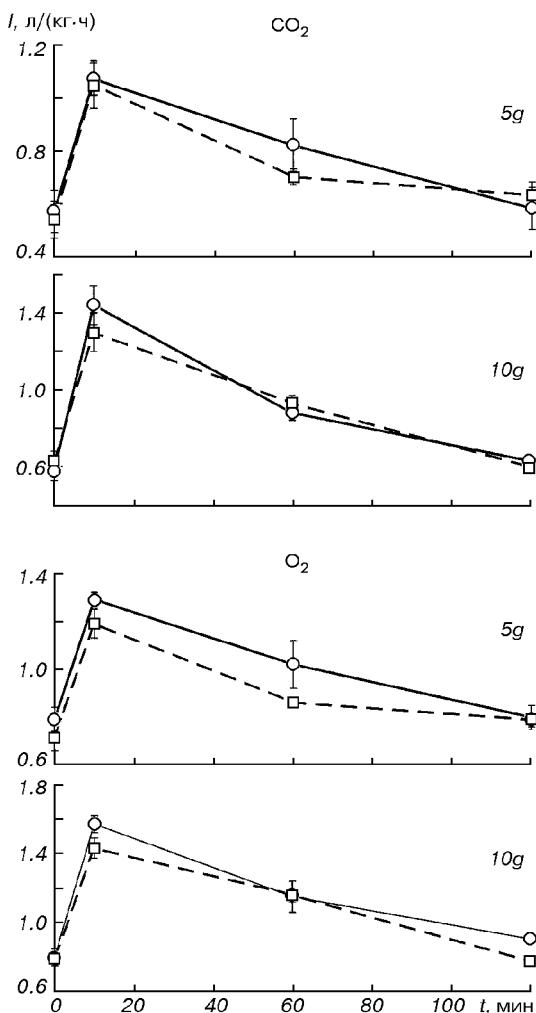


Рис. 3. Динамика восстановления исходного уровня выделения углекислого газа и потребления кислорода у взрослых (кружки) и старых (квадратики) морских свинок после гипергравитационного стресса силой 5g и 10g

обеих возрастных групп носит монотонный характер в отличие от мышей и крыс, но, как и у последних, продолжительность периода нормализации у них не превосходит нескольких часов (рис. 3).

Таким образом, среди всех испытанных нами видов лабораторных насекомых и млекопитающих морские свинки оказались наименее устойчивыми и наиболее гомогенными по устойчивости к острому гипергравитационному стрессу. Диапазон умеренных и летальных гипергравитационных нагрузок у них невелик и, вероятно, весьма схож с таковым

у человека. У морских свинок обеих возрастных групп не удалось обнаружить фазу снижения интенсивности газообмена и температуры тела, характерную для других испытанных нами видов млекопитающих. В отличие от мышей и крыс у морских свинок не были обнаружены также существенные возрастные отличия динамики нормализации исходного уровня газообмена в постстрессовый восстановительный период. Вместе с тем, как и для всех других испытанных видов животных, для морских свинок характерно повышение газообмена при нелетальных гипергравитационных нагрузках, а также возрастное снижение выживаемости во всем диапазоне краткосрочного гипергравитационного стресса.

Работа выполнена при финансовой поддержке Национального космического агентства Украины.

1. Мурадян Х. К., Тимченко А. Н. Возрастные особенности влияния гипергравитационного стресса на выживаемость, газообмен и терморегуляцию крыс // Проблемы старения и долголетия.—1996.—6.—С.11—16.
2. Тимченко А. Н., Мозжухина Т. Г., Мурадян Х. К. Влияние гипергравитационного стресса на выживаемость, газообмен, терморегуляцию и синтез РНК и белка у мышей разного возраста // Проблемы старения и долголетия.—1996.—6.—С. 145—150.
3. Фролькис В. В., Мурадян Х. К., Тимченко А. Н., Мозжухина Т. Г. Влияние гипергравитационного стресса на интенсивность газообмена, биосинтез РНК и белка, терморегуляцию и выживаемость у животных разных видов // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 3/4.—С. 16—21.
4. Фролькис В. В., Мурадян Х. К., Тимченко А. Н. и др. Геропротекторы как гравипротекторы? // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 3/4.—С. 28—33.
5. Miquel J., Souza K. Gravity effects on reproduction, development, and aging // Adv. Space Biology and Medicine.—1991.—1.—P. 71—97.
6. Space Physiology and Medicine / Eds A. E. Nicogossian, C. L. Huntoon, S. L. Pool.—3rd edition. — Philadelphia: Lea & Febiger, 1993.—573 p.

EFFECT OF HYPERGRAVITY STRESS ON GASEOUS EXCHANGE AND SURVIVAL OF YOUNG AND OLD GUINEA PIGS

Kh. Muradian and A. Timchenko

Hypergravity tolerance decreases in aging Guinea pigs, the range being lower than in other studied species of laboratory mammals — mice, hamsters, and rats. Moreover, for the gaseous exchange rate and body temperature, the decline during the stress is not characteristic for Guinea pigs of the both age groups, in contrast to other species. In general, hypergravity tolerance of Guinea pigs seems more similar to that of humans, and Guinea pigs could be more appropriate experimental models.

УДК 629.78

Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли

В. Н. Астапенко¹, Е. И. Бушуев², В. П. Зубко³, П. П. Хорольский¹

¹Інститут технічної механіки, Дніпропетровськ

²Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

³Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 17.03.99

Проведено аналіз потенційного українського ринку на дані дистанційного зондування Землі з оцінкою по роках у вартісному виразі об'єму його освоєння.

В настоящее время национальный рынок услуг по дистанционному зондированию Земли (ДЗЗ) находится фактически в начальной стадии развития. Тем не менее, данные ДЗЗ, обеспечиваемые Национальным космическим агентством Украины (НКАУ), могут составлять основу информационного обеспечения для министерств и природоохранных ведомств, субъектов мониторинга окружающей среды при прогнозировании и реагировании на чрезвычайные ситуации, выполнении государственных, ведомственных, и региональных программ [2, 3, 8—11].

Представляет интерес оценить потенциальный объем зарождающегося рынка, исходя из пространственно-временных масштабов решаемых задач. Дело в том, что даже при неготовности потребителей к практическому использованию информации, обусловленной нынешними финансовыми, кадровыми, методическими и техническими проблемами, существует объективная необходимость сбора данных в достаточно полном объеме для формирования презентативного ряда наблюдений, обеспечивающего оценку и прогноз состояния природной среды с нужным качеством.

Комитетом спутникового наблюдения Земли, (CEOS — Committee on Earth Observation Satellites), членом которого с 1993 г. является НКАУ, обобщены состав задач и требования потребителей; результаты приведены в [14, 16].

В [14] приведены в основном задачи глобального уровня, и большая их часть посвящена таким природным средам, как атмосфера, морская и ледовая поверхности. Задачи по суше освещены кратко в одном разделе, так как земля на мировом рынке является товаром, и эти задачи успешно решаются на коммерческой основе, а государственные и международные организации основные усилия направляют на решение глобальных и региональных проблем.

Учитывая то, что нынешние экономические условия не позволяют Украине принимать активное участие в решении природно-ресурсных и экологических проблем глобального масштаба, а коммерческое использование данных ДЗЗ только зарождается, считаем, что более актуальными для Украины являются задачи исследования природной среды, в том числе и по суше, которые несколько подробнее рассмотрены в [16].

Таблица 1. Задачи отраслей народного хозяйства и требования к космической информации

ЗАДАЧИ	Общая площадь наблюдения, тыс. км ²	Периодичность наблюдения	Ежегодная площадь наблюдения, тыс. км ²	Вид съемки, требуемое количество спектральных каналов (разрешение горизонтальное/вертикальное, м)				Точность измерений
				ВД	ИК	МР	РЛ	
I. НЕОПЕРАТИВНЫЕ ЗАДАЧИ								
1.1. Создание картографической основы:								
— государственный уровень	600	10 лет	60	1 (10)				1 (10)
1.2. Картрирование берегов, отмелей, мелководных участков шельфа	2	1 год	2	5 (10)				1 (10)
1.3. Планирование землепользования:								
— государственный уровень	600	5 лет	120	3 (20)	2 (60)			1 (30)
1.4. Классификация урбанизированных территорий	70	5 лет	14	3 (10)				1 (10)
1.5. Инвентаризация лесных массивов	90	5 лет	18	3 (30)	2 (60)			1 (30)
1.6. Болезни и повреждения лесов	90	1 год	90	3 (10)	2 (30)			1 (10)
1.7. Составление почвенных карт, оценка эрозии и деградации почв:								
— государственный и региональный уровни	420	5 лет	84	3 (20)	2 (60)	2 (60)		1 (30)
— локальный уровень	0.7	1 месяц	9	3 (10)	2 (30)	2 (30)		1 (10)
1.8. Уточнение геологических карт	200	5 лет	40	3 (10—30)	2 (30)			1 (10—30)
1.9. Контроль тектонических структур	7	1 год	7	1 (10)				1 (30)
II. ЗАДАЧИ ПРИРОДНО-РЕСУРСНОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА								
2.1. Определение температуры почвы:								
— государственный уровень	420	7 сут. за 4 мес.	6700		2 (1000)			1.5°
— региональный и локальный уровни	42	7 сут. за 4 мес.	670		2 (250)			1.5°
2.2. Определение влажности почвы, контроль зон подтопления	420	7 сут. за 6 мес.	10100		2 (50)	1 (100)	1 (300)	15 %
2.3. Определение глубины (водного эквивалента) снега. Контроль динамики снежного и ледового покровов:								
— государственный уровень	600	1 сут. за 5 мес.	90000	1 (1000)	1 (1000)	1 (10000)	1 (2500)	15 %
— региональный и локальный уровни	12	7 сут. за 5 мес.	240	1 (100)	1 (300)	1 (1000)		15 %
2.4. Инвентаризация сельскохозяйственных культур	420	1 год	420	3 (20)				1 (30)
2.5. Статистические данные по сельскохозяйственным культурам	420	30 суток за 5 мес.	2100	3 (20—50)	2 (60)			1 (30)
2.6. Контроль вегетации растений, прогноз урожая	420	7 суток за 5 мес.	8400	2 (500—1000)	1 (1000)			1 (2500)
2.7. Контроль загрязнения атмосферы:								
— государственный уровень	600	1 сутки	220000	5 (1000)	4 (1000)			
— региональный уровень	600	3 суток	73200	5 (250)	4 (800)			
2.8. Контроль загрязнения поверхностных вод (внутренние водоемы)	24	7 суток за 9 мес.	860	5 (10)	4 (60)	4 (100)		1 (10)
2.9. Контроль загрязнения суши (косвенно):								
— по состоянию снежного покрова	600	1 сут. за 5 мес.	90000	5 (200)	4 (300)	4 (300)		
— по состоянию растительного покрова	600	7 сут. за 5 мес.	2100	5 (200)	4 (300)	4 (300)		
2.10. Контроль загрязнения Черного и Азовского морей	460	7 сут.	24000	5 (300)	4 (300)	4 (500)	1 (300—2500)	
2.11. Контроль ледовой обстановки:								
— в Черном и Азовском морях	70	7 сут. за 6 мес.	1700	1 (250)	1 (300)	1 (500)	1 (30)	
— в районе антарктической станции «Академик Вернадский»	1000	7 суток	50000	1 (300)	2 (300)	2 (500)	1 (2500)	
2.12. Определение рыбопромысловых районов	2.5	5 сут. на время промысла	3600		2 (300—1000)			

Окончание табл. I

ЗАДАЧИ	Общая площадь наблюдения, тыс. км ²	Периодичность наблюдения	Ежегодная площадь наблюдения, тыс. км ²	Вид съемки, требуемое количество спектральных каналов (разрешение горизонтальное/вертикальное, м)				Точность измерений
				ВД	ИК	МР	РЛ	
2.13. Определение температуры поверхности Черного и Азовского морей	460	10 сут	16800	2 (300—1000)				0.5°
III. ЗАДАЧИ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ПОТЕНЦИАЛЬНО ОПАСНЫМИ ПРОЦЕССАМИ И ЯВЛЕНИЯМИ								
3.1. Контроль потенциально опасных техногенных источников теплового и химического загрязнения среды (атмосферы, земной и водной поверхностей)		3—6 ч		5 (10)	4 (10)	4 (20)		
3.2. Обнаружение и наблюдение стихийных бедствий и их последствий (пожары, наводнения, сели, лавины, землетрясения и др.)		12 ч		3 (5)	2 (10)	2 (20)	1 (20)	
3.3. Контроль и оценка последствий аварий и катастроф	от 1×1 до $10^3 \times 10^3$ км		3 (0.5—5)					
IV. ЗАДАЧИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ								
4.1. Границы и размеры облачных атмосферных фронтальных зон	глобально	6 ч	1 (2500)	2 (5000)				10 % (баллы)
4.2. Зоны осадков и их интенсивность	глобально	6 ч	1 (2500)	2 (5000)	6 (25000)	1 (2500)		4 мм в час
4.3. Контроль зарождения и эволюции циклонов	глобально	6 ч				1 (2500)		
4.4. Контроль состояния моря, выделение зон штормов	глобально	6 ч		2 (5000)	4 (25000)	1 (2500)		
4.5. Скорость и направление приводного ветра	глобально	6 ч				1 (25000)		1 м/с, 10°
4.6. Вертикальные профили температуры атмосферы	глобально	6 ч		2 (25000 /1000)				1.5°
4.7. Вертикальные профили влажности атмосферы	глобально	6 час		3 (50000 /1000)				5 % тропосфера, 20 % стратосфера
4.8. Вертикальные профили и общее содержание аэрозоля	глобально	6 ч		3 (500 /1000)				10 %
4.9. Вертикальные профили и общее содержание озона	глобально	6 ч		1 (50000)				5 %
4.10. Влагосодержание облаков	глобально	6 ч		3 (25000 /1000)	2 (50000)			5 %
4.11. Радиационный баланс Земли	глобально	1 ч		2 (5000)				1 %
4.12. Давление на уровне моря	глобально	6 ч						0.5 мбар
4.13. Температура верхнего слоя облачности	глобально	3 ч		2 (5000)	3 (100000)			1°
4.14. Температура морской поверхности	глобально	6 ч		2 (1000)	3 (50000)			0.1°
4.15. Температура поверхности суши	глобально	6 ч		2 (1000)				0.5
4.16. Высота и направление волн	глобально	1 ч				1 (10000—50000)		10 см, 10°
4.17. Определение характеристик ледового и снежного покровов	глобально	1 сут		2 (1000)	3 (20000)	1 (2500)		2 % граница
4.18. Топография морской поверхности	глобально	5 сут				1 (10000)		3 см

Обозначения видов съемки: ВД — видимый канал, ИК — инфракрасный, МР — микроволновая радиометрия, РЛ — радиолокационный. Данные по точности измерений взяты из [17]

Таблица 2. Предложения спутниковой информации природно-ресурсного и экологического характера (по состоянию на 10.11.99)

Окончание табл. 2

Условные обозначения (деление на диапазоны из [1]): VIS — видимый диапазон (0.34—0.76 мкм), NIR — ближний инфракрасный (0.76—3.0 мкм), VNIR — видимый + ближний инфракрасный диапазон (0.34—3.0 мкм), SWIR — средний инфракрасный (3.0—6.0 мкм), TIR — дальний инфракрасный (6.0—100 мкм), MIC — микроволновый (свыше 1 мм); П — панхроматическая съемка, С — спектрゾональная съемка, РЛ — радиолокационная съемка. Темными значками обозначены действующие аппараты, светлыми — разрабатываемые

Представляет интерес проанализировать требования национальных пользователей, сравнить их с требованиями CEOS и на основании сравнительной оценки сформировать требования к космической информации не только по ее качеству, но и по объему. За основу требований национальных пользователей приняты данные [1], а в качестве требований CEOS — данные [16].

На основании сравнительной оценки в табл. 1 представлен перечень основных народно-хозяйственных задач, решаемых с использованием существующих средств ДЗЗ (с максимальным разрешением до 10 м), и требования к получаемой информации. Задачи, решаемые с использованием космической информации с разрешением лучше 10 м, требуют отдельного рассмотрения.

Перечень задач охватывает все ключевые направления, приведенные в [16], с учетом географического расположения Украины и актуальности задач. В настоящее время для Украины важными являются задачи, связанные с проведением земельной реформы и ведением природно-ресурсного и экологического мониторинга.

Качество информации ДЗЗ в табл. 1 характеризуется необходимой разрешающей способностью аппаратуры ДЗЗ, точностью измерений и количеством каналов съемки в видимом, ИК-, миллиметровом и сантиметровом диапазонах спектра электромагнитных волн.

Требования по объему информации ДЗЗ представлены площадью и периодичностью наблюдений.

По требованиям к временным и пространственным параметрам данных ДЗЗ все задачи разделены на 4 группы.

1. Неоперативные задачи, отличающиеся низкой периодичностью обновления информации (год и более).

П. Задачи природно-ресурсного и экологического мониторинга, отличающиеся сравнительно высокими требованиями как по периодичности (до 1 сут) так и по разрешению (до 10 м).

III. Задачи наблюдения за потенциально опасными техногенными и природными процессами и явлениями. Этим задачам присущи жесткие требования по пространственному разрешению (от 0.5 до 20 м), а также по оперативности и частоте наблюдений (единицы часов) за ограниченным числом объектов (1—2 тысячи) с относительно небольшими площадями (до 10 км²).

IV. Задачи метеорологического обеспечения, которым свойственны глобальный охват поверхности, высокая частота наблюдений (два раза в час с геостационарного спутника) и низкое пространственное разрешение (1–50 км).

Наблюдаемые территории по состоянию на 01.01.97 составляют [4]:

- общая площадь Украины — 603.5 тыс. км²;
 - площадь сельскохозяйственных угодий — 418.4 тыс. км²;
 - площадь лесов — 86 тыс. км²;
 - площадь населенных пунктов — 67 тыс. км²;
 - площадь поверхностных вод (внутренние водоемы) — 24 тыс. км²;
 - площадь полностью утраченного слоя гумуса — 0,68 тыс. км².

Учитывая тот факт, что существующие космические средства ДЗЗ не удовлетворяют требованиям по разрешению и оперативности наблюдений за потенциально опасными процессами и явлениями локального масштаба, эти задачи в данной работе не рассматриваются.

Задачи метеорологического обеспечения в настоящее время достаточно полно решаются геостационарными спутниками типа «Meteosat» и спутниками серии NOAA, которые находятся на полярных

Таблица 3. Ориентировочный объем ежегодных съемок (в тыс. км²) для решения неоперативных задач

ЗАДАЧИ	Аппаратура					
	PCA (<i>«Radarsat»</i>)	PCA (<i>«Radarsat»</i> , ERS)	МСУ-ЭУ (<i>«Січ-1М»</i>)/ МСУ-Э1 (<i>«Ресурс-01»</i>)	HRV (<i>«Spot»</i>)	МСУ-В (<i>«Океан-О»</i>)	
	разрешение поперек направления полета, м					
	10	30	24/33	10	20	ВД-50, ИК-250
размеры кадра, км						
	45×45	100×100	45×45/60×34	60×60	60×60	195×195
1.1. Создание картографической основы: — государственный уровень	60×2 (сте- реосъемка)		в рамках задачи 1.7	60		
1.2. Картографирование берегов отмелей, мелководных участков шельфа	2		2		2	
1.3. Планирование землепользования: — государственный уровень		120			120	
1.4. Классификация урбанизированных территорий	в рамках задачи 1.1					
1.5. Инвентаризация лесных массивов		18	18			18 ВД, 18 ИК
1.6. Болезни и повреждения лесов	90					90 ИК
1.7. Составление почвенных карт, оценка эрозии и деградации почв: — государственный уровень — локальный уровень	9	в рамках задачи 1.3	84	в рамках задачи 1.1	в рамках задачи 1.3	84 ИК
1.8. Уточнение геологических карт	в рамках задачи 1.1	в рамках задачи 1.3	в рамках задачи 1.1	в рамках задачи 1.1	в рамках задачи 1.3	
1.9. Контроль тектонических структур	7	в рамках за- дач 1.3, 1.7		7		в рамках государ- ственного уровня
Всего, тыс. км ²	228	138	104	67	122	210
Итого кадров (с учетом 50 % перекрытия)	169	21	77	28	51	9

солнечно-синхронных орбитах. Учитывая в основном некоммерческий характер метеорологических задач, количество и стоимость информации с этих спутников в данной работе не оценивается. В тоже время они очень важны для предупреждения и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций (наводнения, лесные пожары, штормы и т. д.), ущерб от которых в некоторых случаях оценивается миллиардами долларов США.

Уместно лишь отметить, что полезным дополнением к метеорологической системе NOAA, обеспечивающей съемку в видимом и ИК-диапазонах, могла бы быть радиолокационная подсистема из 2—3 спутников типа «Січ-1», позволяющая выполнять съемку в условиях облачности и в ночное время. Информационные возможности этих спутников достаточно подробно изложены в [12].

В табл. 2 представлено «поле» предложений спутниковой информации ДЗЗ до 2009 г., сформированное согласно разрешающей способности съемочной аппаратуры [15].

При выборе технических средств для обеспечения потребностей Украины в спутниковой информации

ДЗЗ, с учетом ее стоимости, предпочтение отдается национальным и российским системам наблюдения Земли с привлечением, при необходимости, зарубежных спутников.

Анализ данных табл. 1 и 2 показывает, что для решения задач I и II групп, с учетом освоенности и доступности информации, можно использовать информацию прибора МСУ-ЭУ спутника «Січ-1М», МСУ-Э1 (*«Ресурс-01»*), РЛС БО (*«Січ-1М»*, *«Океан-О»*), SAR (ERS, *«Radarsat»*), HRV (*«Spot»*), МСУ-В и *«Дельта-2Д»* (*«Океан-О»*), МСУ-СК (*«Ресурс-01»*, *«Океан-О»*), AVHRR (NOAA).

Ориентировочный объем ежегодных съемок (в тыс. км²) аппаратурой SAR, МСУ-ЭУ, МСУ-Э1, МСУ-В, HRV для решения неоперативных задач приведен в табл. 3.

Задачи природно-ресурсного мониторинга имеют сезонный характер и, как правило, определяются фенологическими fazами развития растительности. Оптимальные режимы съемки для задач этого класса представлены в табл. 4.

Ориентировочный объем ежегодных съемок (в тыс. км²) аппаратурой РЛС БО, SAR, МСУ-ЭУ,

Таблица 4. Количество наблюдений по месяцам для задач природно-ресурсного и экологического мониторинга

Таблица 5. Ориентировочный объем ежегодных съемок (в тыс. км²) для решения задач природно-ресурсного и экологического мониторинга

	Аппаратура							
	РЛС БО «Сиц-1М»	PCA «Radarsat», ERS)	МСУ-ЭУ «Сиц-1М») /МСУ-Э1 «Ресурс-01»)	HRV «Spot»)	МСУ-В «Океан-О»)	МСУ-СК «Ресурс-01»/ «Океан-О»)	AVHRR (NOAA)	«Дельта-2Д» «Океан-О»)
ЗАДАЧИ	разрешение поперек направления полета, м							
	1300	30	24/33	20	ВД-50, ИК-250	ВД-160/170, ИК-600/700	ВД-1100, ИК-1100	20000— 120000
	размеры кадра, км							
	600×1750	100×100	45×45/60×34	60×60	195×195	600×600	3000×6000	1100×1100

2.1. Определение температуры почвы:

- государственный уровень
- региональный и локальный уровни

6700 ИК

2.2. Определение влажности почвы, контроль зон подтопления

10100 ИК в рамках за-
дачи 2.7

10100

чвы, контроль зон подтопления
2.3. Определение глубины (водного эквивалента) снега. Контроль динамики снежного и ледового покровов:

— государственный уровень

90000 вд

90000 ИК

— региональный и локальный
уровни

5

240 ВД 240 ИК

2.4. Инвентаризация сельскохозяйственных культур

в рамках за-
дачи 2.5

в рамках за-
дачи 2.5

2.5. Статистические данные по сельскохозяйственным культу-

30

)

2.6. Контроль вегетации растений, прошёлших

2.7. Контроль загрязнения атмосферы:

даци 2.2

8400 ИК

Мосферы:
— государственный уровень

220000 ВД
230000 ИК

Окончание табл. 5

ЗАДАЧИ	Аппаратура							
	РЛС БО «Січ-1М»	PCA «Radarsat», ERS	МСУ-ЭУ «Січ-1М» /МСУ-Э1 «Ресурс-01»	HRV «Spot»	МСУ-В «Океан-О»	МСУ-СК «Ресурс-01»/ «Океан-О»	AVHRR (NOAA)	«Дельта-2Д» «Океан-О»
	разрешение поперек направления полета, м							
	1300	30	24/33	20	ВД-50, ИК-250	ВД-160/170, ИК-600/700	ВД-1100, ИК-1100	20000— 120000
размеры кадра, км								
600×1750		100×100	45×45/60×34	60×60	195×195	600×600	3000×6000	1100×1100
— региональный уровень								
73200 ВД 73200 ИК								
2.8. Контроль загрязнения поверхности вод (внутренние водоемы)			860		860 ИК	860 ИК		
2.9. Контроль загрязнения суши (косвенно):								
— по состоянию снежного покрова	в рамках задачи 2.3				в рамках задачи 2.3	в рамках задачи 2.3	в рамках задачи 2.3	
— по состоянию растительности		в рамках задачи 2.5			в рамках задачи 2.2	в рамках задачи 2.2	в рамках задачи 2.2	
2.10. Контроль загрязнения Черного и Азовского морей	24000				24000 ВД 24000 ИК			24000
2.11. Контроль ледовой обстановки:								
— в Черном и Азовском морях;	в рамках задачи 2.10	1700			в рамках задачи 2.10	в рамках задачи 2.10		
— в районе станции «Академик Вернадский»		50000						
2.12. Определение рыбопромысловых районов					3600 ИК	3600 ИК	3600 ИК	
2.13. Определение температуры поверхности Черного и Азовского морей					в рамках задачи 2.10	в рамках задачи 2.10	16800 ИК	
Всего, тыс. км ²	164000	2000	2710	300	67910	151340	664000	126200
Итого кадров (с учетом 50 % перекрытия), шт.	234	300	2032	125	2680	630	54	156

Таблица 6. Исходные данные по стоимости спутниковой информации

Аппаратура	Космический аппарат	Число каналов	Разрешение (поперек направления полета), м	Размеры сюжета в кадре (поперек × вдоль направления полета), км × км	Стоимость кадра*, долл. США	Источник информации по стоимости
HRV	«Spot»	3 ВД 1 ВД	20 10	60 × 60 60 × 60	4200 4200	[7]
МСУ-ЭУ	«Січ-1М»	3 ВД	24	45 × 45	500	**
МСУ-Э1	«Ресурс-01» № 4	3 ВД	33	60 × 34	500	**
МСУ-СК	«Ресурс-01» № 4	4 ВД 2 ИК	170 700	720 × 500 720 × 500	1500 1500	[5]
МСУ-СК	«Океан-О»	4 ВД 1 ИК	160 600	600 × 600 600 × 600	1500 1500	[5]
AVHRR	NOAA	ВД, ИК	1100	3000 × 6000	150	[5]
SAR	«Radarsat»	1 РЛ	10 30	50 × 50 100 × 100	4000 3000	[13]
SAR	ERS	1 РЛ	30	100 × 100	1500	[5]
РЛС БО	«Січ-1М»	1 РЛ	1300	600 × 1750	95	**
МСУ-В	«Океан-О»	5 ВД 3 ИК	50 100—300	195 × 195 195 × 195	4000 4000	**
«Дельта-2Д»	«Океан-О»	4 МР	20000—120000	1100 × 1100	500	**

* — Цены приведены без учета таможенной пошлины, НДС и стоимости доставки.

** — Экспертная оценка авторов статьи, основанная на сравнении с зарубежными аналогами

Таблица 7. Общее количество ежегодных кадров, необходимых для решения задач I и II групп, и их стоимость

Аппаратура	Космический аппарат	Разрешение, м	Количество кадров	Стоимость кадра, долл. США	Сумма, тыс. долл. США
РЛС БО	«Січ-1М»	1300	234	95	22.2
SAR	«Radarsat»	10	169	4000	676.0
SAR	ERS	30	321	1500	481.5
МСУ-ЭУ	«Січ-1М»,	25	2110	500	1055.0
МСУ-Э1	«Ресурс-01» № 4	33			
HRV	«Spot»	10	28	4200	117.6
		20	176	4200	739.2
МСУ-В	«Океан-О»	50	1040	2500	2600.0
		250	1650	2500	4125.0
МСУ-СК	«Океан-О»/ «Ресурс-01» № 4	160/170	305	1500	457.5
AVHRR	NOAA	600/700	325	1500	488.0
«Дельта-2Д»	«Океан-О»	20000	156	500	78.0
Итого					~10850.0

Примечание. Космический аппарат «Океан-О» не может обеспечить требуемое количество кадров МСУ-В (1650) в год при максимальной возможности около 1000 кадров, а также требуемую максимальную частоту наблюдений МСУ-В (7 суток) при реальной частоте около 9 суток. Поэтому необходимо дополнительно использовать информацию от аналогичной аппаратуры, например, от прибора IRMSS спутников СВЕРС-1, 2.

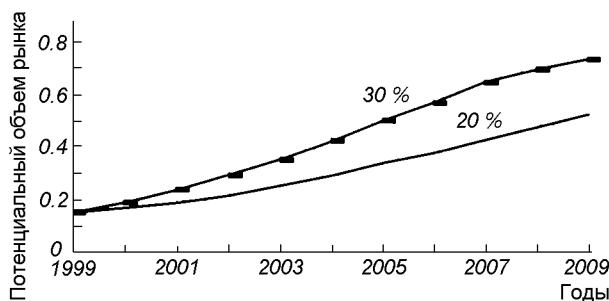


График объемов освоения рынка услуг по ДЗЗ до 2009 г.

МСУ-Э1, МСУ-В, МСУ-СК, HRV, AVHRR и «Дельта-2Д» для решения задач природно-ресурсного и экологического мониторинга приведены в табл. 5, а исходные данные по стоимости спутниковой информации — в табл. 6.

Предполагается, что оперативность получения данных ДЗЗ удовлетворяет требованиям потребителей.

Общее количество ежегодных кадров, необходимых для решения задач I и II групп, и их стоимость приведены в табл. 7.

Ежегодные работы по ДЗЗ, перечисленные в табл. 3 и 5, будем рассматривать как коммерческие, зависящие от рыночной конъюнктуры.

Как видно из табл. 7, большая половина объема рынка (около 60 %) составляет информация с разрешением лучше 50 м, необходимая для решения задач оперативного природно-ресурсного и экологического мониторинга.

Освоение рынка в самом общем виде может быть описано логистической зависимостью [6]:

$$\frac{dF}{dt} = (K - 1)F(1 - F),$$

где $F = \frac{B}{B_0}$ — доля на рынке; t — время; K — показатель, характеризующий динамику процесса замещения; B — текущий объем продаж данного производителя на рынке; B_0 — максимально возможный объем продаж на данном рынке.

Используя эту зависимость, оценим долю продажи первично обработанной космической информации на рынке услуг по ДЗЗ.

Начальное значение F , соответствующее современной ситуации на рынке, по оценке авторов составляет примерно 0.15.

На рисунке приведен график объемов освоения рынка услуг по ДЗЗ с темпами продаж в 20 % и 30 % при $F = 0.15$. С учетом данных этого графика, в табл. 8 приведены ежегодные объемы освоения работ по ДЗЗ в Украине до 2009 г.

Приведенные теоретические оценки объемов освоения работ по ДЗЗ касаются, как сказано выше, лишь первично обработанной космической информации как нового товара на новом рынке. При этом устойчивый рост спроса на этот товар будет только при условии развития средств и технологий тематической обработки данных ДЗЗ, которые формируют конечный пользовательский продукт. В этом плане в развитии структур тематической обработки данных ДЗЗ должны быть заинтересованы как потреб-

Таблица 8. Ежегодные объемы освоения работ по ДЗЗ на Украине (в млн долл. США)

Темпы продаж	Годы									
	2000	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009
Темп продаж 20 %	2.0	2.1	2.4	2.8	3.2	3.9	4.2	4.9	5.3	6.0
Темп продаж 30 %	2.1	2.6	3.3	3.9	4.5	5.5	6.3	7.2	7.7	8.2

бители, так и предприятия ракетно-космической отрасли и создание рынка услуг по ДЗЗ является их общей и первостепенной задачей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Данная работа является первой попыткой оценки объема рынка Украины на данные ДЗЗ и не претендует на полноту. Так, например, не определены требования по точности и достоверности решения ряда задач, т. к. многие задачи по существу еще не formalизованы. В дальнейшем, по мере совершенствования технических средств и технологий обработки данных ДЗЗ, требования пользователей будут изменяться, и такие оценки должны систематически обновляться.

2. Рассматривались в основном задачи, решаемые с использованием данных ДЗЗ с разрешением 10 м и более. Задачи, требующие от аэрокосмических средств пространственного разрешения лучше 10 м, будут рассмотрены в дальнейшем.

3. Ввод в эксплуатацию украинско-российского космического аппарата «Океан-О» (1999 г.) и космического аппарата «Січ-1М» (2000 г.) позволит удовлетворить потребности украинского рынка в дистанционных данных по наблюдению Земли примерно на 80 %.

1. Авдуевский В. С., Успенский Г. Р. Космическая индустрия. — М.: Машиностроение, 1989.—С. 179—183.
2. Государственная программа научно-технического переоснащения системы гидрометеорологических наблюдений и базовой сети наблюдения за загрязнением окружающей природной среды: Постановление Кабинета Министров Украины от 29.05.96 № 579 // Збірник урядових нормативних актів України.—1996.—(<http://www.rada.ua>).
3. Государственная программа «Предотвращение и реагирование на аварии, катастрофы и другие чрезвычайные ситуации»: Постановление Кабинета Министров Украины от 17.11.95 № 911 // Збірник урядових нормативних актів України.—1995.—(<http://www.rada.ua>).
4. Национальный доклад о состоянии окружающей природной среды в Украине. 1996 г.: Министерство охраны окружающей природной среды и ядерной безопасности Украи-

- ны. — Киев: Изд-во Раевского, 1998.—96 с.
5. ЕСОММ Со — официальный дистрибутор Eurimage в Украине. Цены на космическую продукцию. Прайс лист. Февраль 1999.—4 с.
 6. Как продать ваш товар на внешнем рынке? / Под ред. Ю. А. Савинова. — М.: Мысль, 1990.—366 с.
 7. НТЦ «Космоснимок» — официальный дистрибутор Spot Image в Украине. Цены на космическую продукцию. Прайс лист. Февраль 1999.—5 с.
 8. О климатической программе Украины: Постановление Кабинета Министров Украины от 28.06.97 № 650 // Державний вісник України.—1997.—№ 10.—С. 1175—1176.
 9. О порядке осуществления государственного мониторинга вод: Постановление Кабинета Министров Украины от 20.07.96 № 815 // Зібрання Постанов уряду України.—1996.—№ 15.—С. 29—30.
 10. Об утверждении Положения о государственной системе мониторинга окружающей среды: Постановление Кабинета Министров Украины от 03.03.98 № 391 // Офіційний вісник України.—1998.—№ 13.—С. 91.
 11. Об утверждении Положения о мониторинге земель: Постановление Кабинета Министров Украины от 20.08.93 № 661 // Зібрання Постанов уряду України.—1994.—№ 1.—С. 62—65.
 12. Радиолокация поверхности Земли из космоса / Под ред. Л. М. Митника, С. В. Викторова. — Л.: Гидрометиздат, 1990.—200 с.
 13. «Radarsat». Price list Products & services. World wide. October, 1998.—18 p.
 14. Report of the task force for the CEOS long term plan: Committee on Earth Observation Satellites (CEOS), May 1995.—54 p.
 15. Towards an Integrated Global Observation Strategy (1997 CEOS year book): Committee on Earth Observation Satellites (CEOS).—145 p.
 16. Use of satellite data for environmental purposes in Europe: European commission / Study Contract No. ETEC-0039-D, June 1994.—18 p.

ESTIMATING THE DEMAND OF THE NATIONAL MARKET FOR THE EARTH REMOTE SENSING INFORMATION

V. N. Astapenko, E. I. Bushuev, V. P. Zubko,
and P. P Khorol'skii

We analyze the potentialities of the use of the Earth remote sensing data in the national economy. The capacity of the national market of remote sensing information servise is estimated.

УДК. 551.46.581.19

Досвід використання космічної інформації у вирішенні водоохоронних завдань

О. Д. Федоровський¹, Л. Я. Сіренко²

¹Центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

²Інститут гідробіології НАН України, Київ

Надійшла до редакції 21.09.98

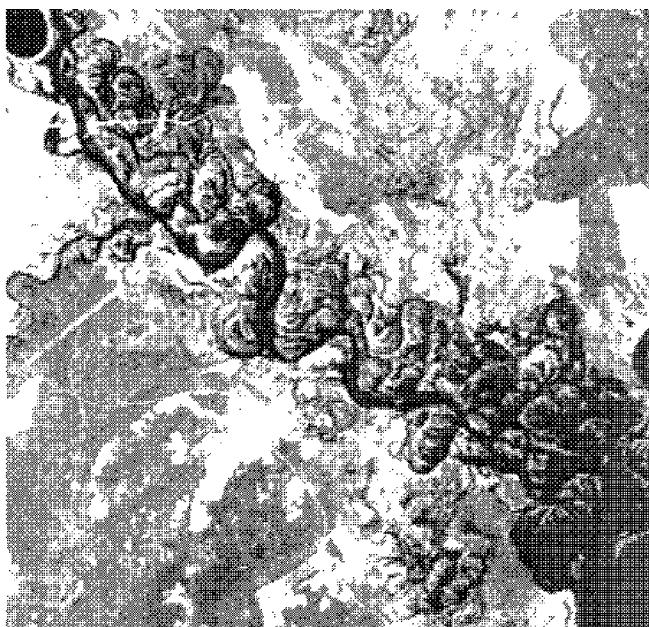
Виконано огляд прикладів практичного використання космічної інформації при розв'язанні різних водоохоронних завдань. Проаналізовані спектральні інформативні ознаки для дистанційної оцінки екологічного стану водних об'єктів, наведено приклади дешифрування космічних знімків.

Пошук ознак та створення алгоритмів, які дозволяли б за даними дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) контролювати екологічний стан водних об'єктів, постійно провадиться фахівцями. Для цього використовують різноманітні методики обробки космічних даних і встановлюють кореляційні зв'язки між значеннями яскравості на знімках в різних спектральних діапазонах та параметрами стану досліджуваних об'єктів [2]. Багаторічний досвід застосування ряду алгоритмів при дослідженні різних ділянок акваторій свідчить, що внаслідок відсутності банку даних з аерокосмічної типізації водних об'єктів наявні алгоритми не є універсальними. Вони специфічні для конкретної водойми, сезону року, особливостей вегетаційного періоду. При їх використанні потрібна корекція коефіцієнтів регресії для відповідного об'єкта за рахунок наземної верифікації наслідків дистанційних вимірювань й одержання конкретних гідрофізичних та біологічних параметрів досліджуваного середовища [1].

Для ілюстрації згаданого вище розглянемо конкретні приклади аналізу інформативності космічних знімків. Наведені в цій статті знімки водної поверхні були дешифровані за допомогою комп'ютерних методик, в основу яких покладено спеціалізо-

ваний програмний продукт обробки аерокосмознімків ERDAS IMAGINE, а також оригінальні програми, спеціально розроблені ЦАКДЗ та ІГБ НАН України для вирішення конкретних завдань.

Значний інтерес для оцінки екологічного стану маз космічна інформація про динаміку розвитку процесів переробки берегів і річкового стоку, заростання літоралі й заболочування прилеглих до водоймищ берегових ділянок та гирлових зон, перепрограмування делт великих річок, утворення мілин тощо. Найбільш інформативний для цього випадку є спектральний діапазон космічного зондування $\lambda\lambda 500$ —600 нм. На космічному знімку («Spot», квітень 1994 р.) гирла р. Прип'ять (фото) чітко ідентифікуються як русло самої річки, так і багатьох водних об'єктів заплави. Дуже добре видна не лише складність гідрографічної мережі ділянки, але й масштаби її заболочування та заростання вищими водяними рослинами. Це свідчить, з одного боку, про достатньо сприятливі умови для акумуляції та розповсюдження радіонуклідів, що значно забруднили басейн річки під час аварії на ЧАЕС і потрапляють зараз із 30-км зони. З іншого боку, є можливість дослідити динаміку цих складних процесів, дати оцінку якості води й розробити комп-



Космічний знімок гирла р. Прип'ять, одержаний апаратурою супутника «Spot» (квітень 1994 р.)

лекс заходів для знешкодження дії негативних наслідків радіаційного забруднення.

Важливе значення мають космічні знімки для оцінки впливу зарегулювання стоку річок на санітарно-біологічний стан естуаріїв й прилеглих ділянок моря, особливо для таких річок, як Дніпро та Дунай. Так, наприклад, створення Каховського водосховища стало причиною перерозподілу стоку по рукавах складної дельти Дніпра. Зіставлення її знімків в ретроспективі дозволяє виявити суттєві відміни порушення розподілу стоку в різних протоках дельти. Послідовне зіставлення космічних знімків, одержаних в різних гідрологічних фазах, дозволяє визначати деформування русла і рукавів дельти в плані, а також зміни, що відбулись в заплавних водоймах.

Не менш важливе водоохоронне значення мають матеріали ДЗЗ з оцінки стану гідрофізичної мережі в районах посиленої урбанізації. Як відомо, саме водні об'єкти, розташовані в заплавах річок — озера, стариці, протоки, штучні канали та ін., особливо в районах великих й малих міст, відіграють важливу роль не тільки у формуванні ландшафту останніх, утворенні зон рекреації для населення, але і в забезпеченні функціонування гідрографічної мережі регіону.

Контроль за концентрацією й просторовим розподілом забруднень у водному середовищі важливий для установ водоохорони, водокористування та

експлуатації водосховищ. Інформація про перенос зависів, окрім санітарно-біологічного значення, становить також інтерес для вивчення процесів переробки берегів, переформування мілин і зон акумуляції зависей. Аналіз наявних матеріалів свідчить, що для одержання такої інформації можуть бути з успіхом використані багатозональні космічні знімки в оптичному діапазоні спектру.

Аналіз інформації [6] про залежність між параметрами водного середовища, яке містить завислу речовину в різних концентраціях, і її спектральними характеристиками відбиття показали, що, хоч і існує між ними кореляційний зв'язок, ця залежність сильно змінюється від одного водного об'єкта до іншого. Тому одержані на одній водоймі результати можуть бути екстрапольовані на інші водні об'єкти лише після відповідної перевірки й доробки. Це ще раз підтверджує, що використання статистичної регресивної моделі повинно базуватись на дані контрольних наземних вимірювань на спеціально вибраних тестових ділянках водних об'єктів концентрації завислої мінеральної речовини, розміру завислих частинок, вмісту хлорофілу *a*, розчиненої органічної речовини, каламутності і прозорості води по білому диску.

При проведенні районування і класифікації водойм, оцінки їх біопродуктивності та якості води використовують показник трофності. Головним критерієм трофії вважають як рівень розвитку фітопланктону, так і умови, що визначають його [5].

Аналіз даних спостережень [7] свідчить, що для визначення концентрації хлорофілу *a*, характерної для озерних вод, найбільш інформативним є відношення $L_{520\text{nm}}/L_{670\text{nm}}$. На основі спектральних характеристик поглинання світла хлорофілом планктону, зокрема сильного поглинання поблизу $\lambda = 440$ нм та слабкого поблизу $\lambda = 550$ нм, вважають, що відношення КСЯ₄₄₀/КСЯ₅₅₀ і L_{440}/L_{550} будуть дуже чутливими до змін концентрації фітопланктону.

Інформація ДЗЗ про просторове розповсюдження теплових забруднень по водній поверхні, а також термодинамічні процеси, що відбуваються в поверхневих шарах великих водних об'єктів, становить значний практичний інтерес для санітарно-екологічної оцінки стану водойм, а також стає виключно важливою для розробки водоохоронних заходів, спрямованих на компенсацію наслідків теплового забруднення.

Ефективність використання космічної інформації при контролі теплових забруднень полягає в тому, що просторовий розподіл температур фіксується одночасно на площі в десятки і сотні квадратних кілометрів. Це дозволяє уникнути нестаціонарності

метеорологічних умов, зміни теплового навантаження енергооб'єкта, режимів проточності та інших факторів, що впливають на формування термічного режиму водойм.

Заростаюча частина мілководних ділянок (літоралі) відноситься до важливих інформаційних зон водних екотонів. Ці зони, з одного боку, належать до числа найбільш критичних ділянок з точки зору можливості погіршення екологічної та санітарно-епідеміологічної ситуації в регіоні. З другого боку, ці зони є найбільш інформативними ділянками, контроль за станом яких дозволяє не тільки оцінювати екологічну ситуацію, а й прогнозувати її розвиток [3, 8]. У зв'язку з цим значний інтерес викликає використання космічних знімків водних об'єктів, що дозволяють оперативно отримувати інформацію про зміни гідрологічного режиму, фізикохімічних параметрів, видового і просторового розподілу водної рослинності на великих площах акваторії [1].

Як свідчить наш досвід, космічна інформація має не менш важливе значення і для проведення контролю масштабів повені. Перспективним методом такого аналізу є розгляд різночасових оптических і радіолокаційних космознімків.

Розроблені методи й програми дешифрування космічних знімків на прикладі різних ділянок дніпровського каскаду дозволяють не лише визначати динаміку змін параметрів якості та продуктивності водних екосистем в часі й просторі, але й визначати екологічний стан водних об'єктів, у тому числі за рівнями трофності, особливостями розподілу зависей; формування термічного режиму, зміну гідрографічної мережі під впливом природних та антропогенних факторів. Ця інформація дозво-

ляє визначати основні напрями природоохоронної діяльності й шляхи практичної реалізації профілактичних або регулюючих заходів.

1. Кондратьев К. Я., Поздняков Д. В. Новое в дистанционном зондировании окружающей среды // Исслед. Земли из космоса.—1996.—№ 1.—С. 107—121.
2. Лялько В. І., Федоровський А. Д., Сіренко Л. Я. та ін. Використання космічної інформації у вирішенні водогосподарських і водоохоронних завдань // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 3/4.—С. 40—49.
3. Макрофиты — индикаторы изменений природной среды / Под ред. С. Гейны, К. М. Сытник, Д. В. Дубина и др. — Киев: Наук. думка, 1993.—58 с.
4. Поздняков Д. В., Кондратьев К. Я. Дистанционное зондирование природных вод в видимом диапазоне спектра // Исслед. Земли из космоса.—1997.—№ 2.—С. 3—24.
5. Руденко Л. Г., Разов В. П., Денисова та ін. Картографічна апробація нових підходів до оцінки якості поверхневих вод України // Укр. географічний журн.—1996.—№ 4.—С. 3—13.
6. Bukata R. P., Jerome J. H., Kondratyev K. Ya. et al. Optical Properties and Remote Sensing of Inland and Coastal Waters. — Boca Raton etc.: CRC Press, 1995.—365 p.
7. Papastergiadou E., Babalonas L. The relationships between hydrochemical environmental factors and the aquatic macrophytic vegetation in stagnant and slow flowing Waters // Arch. Hydrobiol. Stuttgart.—1993.—P. 475—489.
8. Schiebe F. R., Harrington J. A. Remote sensing of suspended sediments: the Lake Chicot, Arcansas project // Int. J. Rem. Sens.—1992.—13, N 8.—P. 1487—1509.

EXPERIENCE ON USE OF SPACE INFORMATION FOR SOLVING WATER PROTECTION PROBLEMS

O. Fedorovsky and L. Sirenko

We review some examples of using space information for solving various problems of water protection. Spectral information attributes for remote assessment of the state of water environment are analyzed. We give some examples of decoding of space images.

УДК. 551.46. 581.19

Просторово-частотний космічних знімків аналіз водних при дешифруванні ландшафтів

О. Д. Федоровський, К. Ю. Суханов, В. Г. Якимчук

Центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

Надійшла до редакції 21.09.98

Розглянута можливість застосування просторово-частотного аналізу при дешифруванні космічних знімків з водними ландшафтами. Розроблена програма обчислення просторово-частотних спектрів, яка була використана на зображеннях фрагментів Київського водосховища.

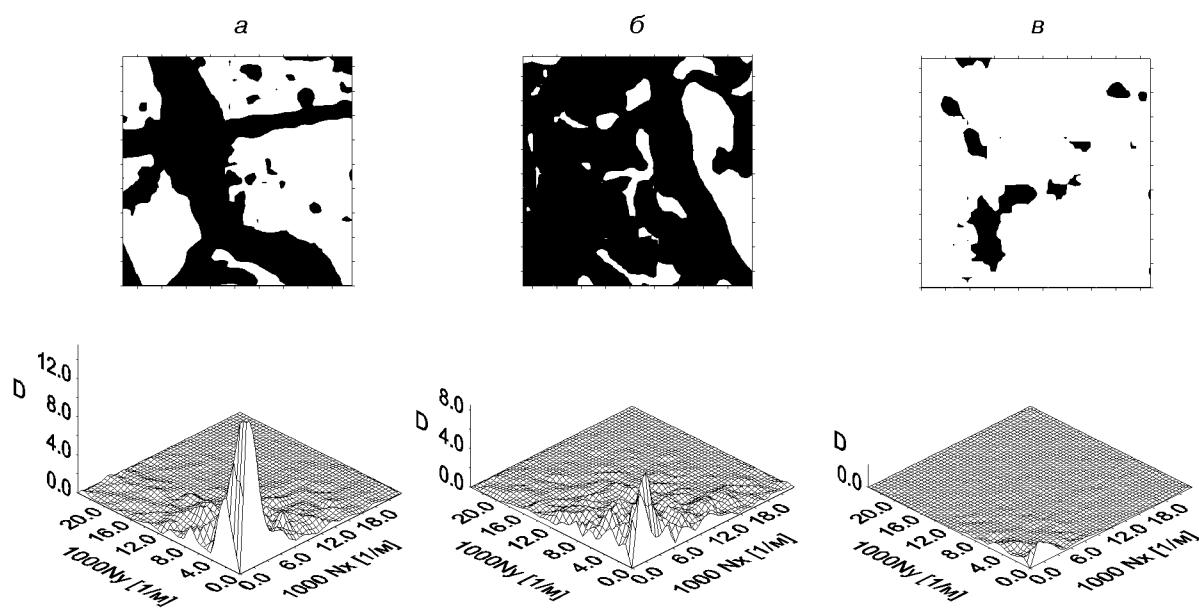
При дешифруванні космічних знімків земної поверхні, в тому числі водних об'єктів, широко використовуються оптичні спектральні інформативні ознаки. Однак їхнє застосування для оцінки екологічного стану внутрішніх водоймищ не завжди давало позитивні результати. Це було зумовлено значними відмінностями оптичних характеристик для різноманітних водних об'єктів [2]. Вже в ранніх роботах з дешифрування аерокосмічних знімків, поряд з оптичними спектральними ознаками, було показано важливість текстури, структури і орієнтації ділянок, що досліджуються на зображені земної поверхні [1].

Для виявлення структурних і текстурних інформативних ознак різних фрагментів водних об'єктів використано просторово-частотний аналіз зображень, що дозволяє в стислій формі описати структурні характеристики того чи іншого фрагмента. Під просторово-частотним аналізом розуміємо двовимірний розподіл щільності фототону досліджуваного фрагмента знімка вигляді набору відповідних просторових гармонік, що називається просторовим спектром. Просторовими частотами N_x і N_y є величини, відповідні розмірам на місцевості й обернені періоду T_x і T_y просторових гармонік ($N_x = 1/T_x$, $N_y = 1/T_y$). Ці перетворення були

проведені з використанням відомого у математиці аналізу Фур'є, що дозволяє здійснити переход від просторового розподілу щільності фототону на знімку до їхнього розподілу за просторовими частотами [3].

Для визначення просторових спектрів була розроблена програма для ПЕОМ, що дозволяє виділити на знімку, що відображається на дисплей, фрагмент розміром $A \times B$ пікселів і обчислити для нього двовимірний просторовий спектр Фур'є як для окремих спектральних каналів, так і для синтезованого знімка. Програма забезпечує можливість задавати потрібну кількість гармонік спектру, визначати складові спектру і, при необхідності, враховувати середнє значення щільності фототону. Результатом роботи програми є текстовий файл, в якому записані номери гармонік спектру, просторові частоти N_x , N_y і відповідні їм значення амплітуди. Для компенсації впливу на форму двовимірних спектрів Фур'є орієнтації фрагментів на місцевості відносно осей X , Y виконувалося кілька вимірювань і обчислень спектру однієї ділянки у різних напрямках з наступним обчисленням і статистичною оцінкою їхнього середнього значення.

Двовимірні просторово-частотні спектри Фур'є побудовані для різноманітних фрагментів водних



Двовимірні просторово-частотні спектри Фур'є зображені фрагментів водних об'єктів. Зверху розміщені фрагменти знімка «Spot»: русла і гирла річки Самара (а і б), ділянки Самарської затоки (с). Знізу — їх амплітудні спектри Фур'є (D), N_x і N_y — просторові частоти

об'єктів, зображених на космічних знімках. Як приклад, на рисунку наведені фрагменти космічних знімків («Spot» від 18.06.1995 р.) і їхні просторові спектри: русла річки Самара, гирла річки і ділянки Самарської затоки. Фрагменти мають розмір на місцевості 1 км². Роздільна здатність знімка на місцевості дорівнює 20 м.Періоди просторових гармонік, що аналізуються, змінюються від 40 м до 1000 м. Значення амплітуди спектральних складових (по вертикальній осі) відповідають розподилу щільності фототону на знімку або яскравості поверхні, що досліджується, приведений до середнього рівня. Останнє видно по нульовому значенню графіків спектрів в точці початку координат. Як видно з наведених графіків (рисунок), найбільша відмінність амплітудних спектрів Фур'є для фрагментів гирла річки Самара і ділянки Самарської затоки виявлена в діапазоні низьких частот до $8 \cdot 10^{-3}$ м⁻¹, а для фрагментів русла й ділянки затоки — практично по всьому діапазону частот.

В процесі дослідження проаналізовані просторово-частотні спектри різноманітних фрагментів водних об'єктів, і в більшості випадків знайдені спектральні відмінності у відповідних діапазонах просто-

рового спектру. Це показує реальну можливість використання просторово-частотного аналізу, в додавання до спектрального оптичного аналізу, при дешифруванні зображень водних ландшафтів.

- Григорьев А. А. Космическая индикация ландшафтов Земли. — Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1975.—185 с.
- Кондратьев К. Я., Поздняков Д. В. Новое в дистанционном зондировании окружающей среды // Исследования Земли из космоса.—1996.—№1.—С. 107—121.
- Кононов В. И., Федоровский А. Д., Дубинский Г. П. Оптические системы построения изображений. — Киев: Техника, 1981.—134 с.

TWO-DIMENSIONAL FREQUENCY ANALYSIS IN THE INTERPRETATION OF SPACE IMAGES OF WATER LANDSCAPES

O. D. Fedorovsky, K. Yu. Sukhanov, and V. G. Yakimchuk

We discuss a possibility of using the two-dimensional-frequency analysis in the interpretation of space images of water landscapes. A program for calculating two-dimensional frequency spectra was developed. It was applied to images of some Kyiv reservoir areas (Dnieper river, Ukraine).

УДК 528.85/87

Экологический мониторинг окружающей среды
по многозональным космическим снимкам

В. И. Лялько, А. Я. Ходоровский, А. И. Сахацкий

Центр аерокосмічних досліджень Землі НАН України, Київ

Надійшла до редакції 21.09.98

Дослідження навколошнього середовища у режимі моніторингу пропонується проводити за матеріалами багатозональної космічної зйомки з високою роздільнюю здатністю. Розроблена методика проведення таких досліджень на прикладі Чорнобильського полігону. Складена схема екологічного стану полігону за матеріалами багатозональної космічної зйомки. Велику увагу привернуто до питань оцінки достовірності результатів.

Природная среда Украины загрязнена большим количеством разных токсичных химических элементов и соединений. В этих условиях актуальной задачей является проведение регулярного площадного экологического мониторинга за состоянием окружающей среды, и прежде всего за растительностью, находящейся в начале пищевых цепей. Наиболее эффективным источником информации о состоянии растительности и ее изменениях, который дает возможность проводить экологические исследования оперативно и с максимальной экономичностью на любых по размеру территориях, являются материалы многозональной космической съемки высокого разрешения.

Авторы использовали многозональные космические снимки для проведения экологического мониторинга окружающей среды в пределах южного следа от аварии на Чернобыльской АЭС. Анализировалось состояние растительности и ее изменения во времени. Основное внимание уделялось решению вопросов методики проведения таких исследований. Исходными материалами для работы служили многозональные космические снимки со спутников «Landsat», сделанные 16 апреля 1984 г. и 29 мая 1988 г., и «Spot», сделанные 06 мая 1986 г. и 23 августа 1995 г.

В основе исследований лежат известные зависимости между отражением солнечного света растениями в узких спектральных диапазонах и содержанием хлорофилла, строением листьев, количеством воды в растениях, которые закономерно изменяются под воздействием токсикантов [2, 3 и др.]. Практически все выпавшие в результате аварии тяжелые металлы, в том числе и радионуклиды, являются токсикантами для растений и оказывают на них неспецифическое воздействие.

Замеры спектральных яркостей проводились по относительно равномерной сети в пределах каждого из фитовариантных природно-территориальных комплексов (ПТК), которые были выделены по данным наземных исследований [1]. Учитывая большое количество факторов, влияющих на спектральные яркости растений, которые невозможно учесть, и неравномерный характер распределения содержания радионуклидов и других токсикантов, спектральные яркости измерялись по сравнительно густой сети, чтобы получить достаточное количество замеров по каждой группе растений (не менее 100), по всей излучаемой территории.

Учесть влияние на спектральные яркости растительности различий в условиях проведения съемки в разные годы позволил предложенный нами прием

«интеркалибровки». Он основан на использовании в качестве эталонов природных объектов с относительно стабильными спектральными свойствами [4]. В итоге спектральные яркости всех снимков были приведены к условиям съемки 06 мая 1986 г.

Влияние радионуклидов и других токсикантов на состояние растительности оценивалось путем построения зависимостей между спектральными яркостями растительности каждого фитовариантного ПТК в красной и ближней ИК-зонах спектра и содержанием цезия-137 в почве, установленным по данным наземных исследований. Цезий-137 использовался как удобный трассер экологических условий. Аппроксимация зависимостей проводилась с помощью полиномов Чебышева. В результате установлено, что авария на ЧАЭС повлияла на все растительные ассоциации, но наиболее интенсивно изменены сосновые леса. Растительность на влажной почве более подвержена воздействию токсикантов, чем растительность на сухой почве. Лиственные леса в целом более устойчивы к воздействию токсикантов, чем сосновые.

По установленным зависимостям между спектральными яркостями растительности и содержанием цезия-137 в почве построена схема экологического состояния района работ по состоянию на 1988 г. Анализ схемы показал, что наибольшие изменения растительности отмечаются в районе ЧАЭС. Отсюда протягиваются три узких области с относительно повышенной интенсивностью изменения спектральных яркостей растительности, совпадающие с долинами рек Припять, Уж и Брагинка. На северных окраинах лесных массивов и населенных пунктов экологическая обстановка хуже, чем на южных. Большему изменению подверглась спектральная яркость растительности в пределах наиболее приподнятых участков рельефа. Установленные закономерности полностью согласуются с данными наземных исследований.

Оценка изменений экологической обстановки в районе работ проводилась двумя путями. Прежде всего — путем сравнительного анализа графиков зависимости между спектральными яркостями и содержанием цезия-137 в почве, построенным по снимкам разных лет. Естановлено, что доаварийные графики резко отличаются от послеаварийных. Судя по изменению формы графиков, интенсивность влияния токсикантов на растительность после 1986 г. постепенно уменьшается, но до сих пор это влияние еще очень значительное.

Второй путь оценки экологической обстановки заключается в построении «разностных» снимков, спектральные яркости которых отвечают разности спектральных яркостей двух сравниваемых сним-

ков. Естественно, сравниваемые снимки предварительно подверглись интеркалибровке. Построены разностные снимки, характеризующие различия в экологических условиях между 1984 и 1986 гг., 1986 и 1988 гг., 1986 и 1995 гг.

Судя по первому снимку, к 06 мая 1986 г., т. е. на десятый день после аварии, влияние выброшенных токсикантов на леса еще не проявилось. Но очень хорошо виден пепел от горевшего графита четвертого энергоблока, который покрывал поверхность пруда-охладителя к востоку от дамбы и отсутствовал к западу от нее. Это хорошо согласуется с направлением перемещения воды в пруд-охладителе.

На втором снимке, отражающем обстановку через два года после аварии, хорошо видно, что сосновые леса интенсивно изменины, но изменения проявились на отдельных небольших обособленных участках. Участков таких довольно много.

Совсем иная картина на снимке, отражающем изменения в экологии района между 1986 и 1995 гг. Видно, что все сосновые леса под воздействием токсикантов изменили свои спектральные свойства.

Важнейшим вопросом проведенных исследований, как и любых работ, основанных на использовании дистанционных материалов, есть оценка достоверности полученных результатов. Использование данных наземной спектрофотометрии растений для проверки и контроля результатов исследований по многозональным космическим снимкам нельзя считать, строго говоря, корректными. Из-за значительных различий размеров изучаемых объектов, при их сопоставлении должны использоваться коэффициенты подобия, как это имеет место в других дисциплинах, но этот вопрос пока не решен. Кроме того, практически невозможно отобрать для спектрофотометрирования листья и хвою верхнего яруса, которые и определяют спектральные свойства растительности на снимках. А если бы это и было возможно, то, учитывая различия спектральных яркостей даже в пределах одного листа, не говоря уже о листьях, растущих в разных условиях (разные ярусы листвы, разная освещенность и др.), для получения сопоставимых данных необходимо большое количество замеров, что весьма трудоемко и дорого.

Ни один из наземных методов исследований не дает возможности построить карту экологического состояния территории по анализу растительности, а тем более вести работы в режиме мониторинга — это требует значительных затрат. Поэтому сравнивать результаты дистанционных исследований не с чем, т. е. невозможно воспользоваться прямым и наиболее надежным методом оценки достоверности

полученных результатов. В этих условиях необходимо пользоваться большим числом косвенных методов оценки достоверности.

Достоверность результатов работ по Чернобыльскому полигону подтверждают следующие факты:

1) Распределения значений спектральных яркостей растительности всех фитовариантных ПТК, замеренные на космических снимках в трех или шести зонах спектра (соответственно со спутников SPOT или Landsat) идентичны по форме тем, которые установлены по данным всех наземных и лабораторных исследований. Вероятность случайного совпадения исчезающе мала. К тому же ни один другой объект на дневной поверхности, и прежде всего вода и почва, не имеют подобного характера распределений спектральных яркостей.

2) Используемые нами в качестве однородных растительные комплексы, строго говоря, не являются таковыми. Они, без сомнения, неоднородны по составу, возрасту, плотности (густоте) растений и других характеристикам. Они растут на почве различного состава, влажности и имеют много других различий, которые практически невозможно учесть, но которые оказывают влияние на спектральные яркости, замеренные на космических снимках. Распределение всех этих факторов по площади носит случайный характер. Поэтому их влияние на интересующие нас спектральные яркости растительности можно рассматривать в качестве шума, наложенного на полезный сигнал. Шум может не дать возможности выделить полезный сигнал, однако он не сможет привести к возникновению статистически значимых зависимостей, тем более для разных видов растительности и на снимках разных лет.

3) Сравнительный анализ графиков зависимости между спектральными яркостями растительности и содержанием цезия-137 в почве для разных фитовариантных ПТК свидетельствует, что графики для растительности в 1984 г. резко отличаются от всех последующих, тогда как все послеаварийные графики близки между собой. Различия между до- и послеаварийными графиками нельзя ничем объяснить, кроме влияния Чернобыльской катастрофы.

4) Построенная по многозональным снимкам схема экологического состояния территории в пред-

лах южного следа от аварии на ЧАЭС хорошо дополняет данные наземных исследований.

Все сказанное выше подтверждает достоверность полученных результатов и в то же время подчеркивает сложность и актуальность проблемы оценки достоверности результатов дистанционных исследований, для чего нужны надежные детальные данные наземных работ. В дальнейшем результаты оценки экологического состояния территорий по дистанционным материалам в соответствии с предлагаемой методикой будут использованы в комплексе с данными разнообразных наземных исследований для построения компьютерной модели энергомассообмена в геосистемах. Такие модели позволяют проанализировать различные ситуации, связанные с загрязнением окружающей среды, а также оценить эффективность предлагаемых мероприятий по решению возникающих проблем. Полученные результаты будут служить надежной основой для принятия решений административными органами при анализе экологической ситуации, связанной с загрязнением окружающей среды, независимо от источника поступающих токсикантов.

1. Давыденко В. С. и др. Ландшафты Чернобыльской зоны и их оценка по условиям миграции радионуклидов.
2. Кронберг П. Дистанционное изучение Земли. Основы и методы дистанционных исследований в геологии: Пер. с нем. — М.: Мир, 1998.—343 с.
3. Лялько В. И. и др. Аэрокосмические методы в геоэкологии. — К.: Наук. думка, 1992.—206 с.
4. Лялько В. И., Сахацкий А. И., Ходоровский А. Я. Интеркалибровка разновременных многозональных космических снимков для экологического мониторинга (на примере исследования зоны влияния аварии на ЧАЭС) // Космічна наука и технологія.—1997.—3, № 3/4.—С. 54—58.

ECOLOGICAL MONITORING OF ENVIRONMENT USING MULTIBAND SPACE IMAGES

V. I. Lyal'ko, A. Ya. Khodorovskii, and A. I. Sakhatskii

We propose to investigate the environment in the monitoring mode a using high-resolution multiband space images. A technique for such investigations was developed on the basis of the Chernobyl test area. An ecological state scheme of the test area was constructed using multiband space imaging data. The assessment of the result reliability is paid much attention.

УДК 629.7.76.78:621.396.317:519.24

Оптимальный
траекторных
наземного
для летных
авиационных

метод
данных
и
испытаний
космических

совместной
измерителей
космического
элементов
ракетных

обработки
базирования
базирования
комплексов

Н. Д. Огороднийчук

Київський інститут Військово-повітряних Сил

Надійшла до редакції 15.09.98

Розроблені оптимальний метод і алгоритм для сумісної обробки структурно-надмірних траекторій даних вимірювачів наземного і космічного базування. Метод відзначається гранично високою точністю.

ВВЕДЕНИЕ

Точность измерения дальностей с помощью сетевых спутниковых радионавигационных систем (ССПНС) стала соизмеримой с точностью наземных станций радиолокационного контроля траекторий. В связи с этим естественно возникла задача совместной обработки данных измерителей наземного и космического базирования. Особенно актуально решение этой задачи в интересах летных испытаний элементов авиационных космических ракетных комплексов [3].

Данные измерений, как правило, обладают структурной и временной избыточностью. Ее используют для повышения точности оценки параметров объекта испытаний. С целью сокращения сроков обработки реализацию этих двух видов избыточности осуществляют последовательно. О реализации временной избыточности см., например, [5]. Здесь рассматривается этап реализации струк-

турной избыточности применительно к совместной обработке данных измерителей наземного и космического базирования.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В результате совместной работы измерителей наземного и (или) космического базирования получен m -мерный вектор $\xi'^T = \|\xi'_1 \dots \xi'_{j_1} \dots \xi'_{m_1}\|$ ($m \geq 3, \dots, 5$) первичных координат любого типа (дальности, псеводальности, азимуты, углы места, направляющие косинусы). Эту информацию необходимо обработать наилучшим образом для возможно более точной оценки вектора \mathbf{r} вторичных параметров положения объекта на траектории произвольной формы.

Для решения задачи сделаны следующие вполне реальные допущения: местоположение измерителей в данный момент времени известно или может быть

определен; данные со всех измерителей снимаются одновременно или приводятся к единым моментам времени в процессе реализации временной избыточности; влияние систематических погрешностей исключено введением поправок; случайные погрешности измерителей распределены не обязательно по нормальному закону; их дисперсии $\sigma_{\xi_j}^2$ ($j = 1, \dots, m$) или взаимная корреляционная матрица K_{ξ} — известны.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Оптимальная статистическая оценка местоположения объекта находится обобщенным методом как решение нелинейного уравнения правдоподобия. Она достигается через ряд последовательных приближений по рекуррентной формуле (1)

$$\hat{r}_{v+1} = \hat{r}_v + \Delta\hat{r}_v = \hat{r}_v + (\mathbf{F}_v^T \Lambda \mathbf{F}_v)^{-1} \mathbf{F}_v^T [\xi - \xi(\hat{r}_v)], \quad (1)$$

где v — номер приближения; \mathbf{t} — символ транспонирования; ξ — вектор измерений после ввода поправок; $\xi(\hat{r}_v)$ — вектор вычисленных значений первичных координат на этапе v -го приближения; $\Lambda = K_{\xi}^{-1}$ — весовая матрица, обратная взаимной корреляционной матрице погрешностей измерений, оставшихся после ввода поправок; \mathbf{F}_v — матрица градиентов поля измеряемых (преобразованных первичных) координат на этапе v -го приближения.

Начальное приближение \hat{r}_0 в первой точке траектории выбирается произвольно или рассчитывается по минимуму данных одним из простых методов; в последующих точках — в качестве \hat{r}_0 может быть использована оценка, найденная для предыдущей точки траектории.

Геометрическая интерпретация перехода от v -го до $v + 1$ -го приближения к статистической оценке дана на рис. 1, выполненном для наглядности применительно к измерениям тремя равноточными дальномерами в двумерном пространстве. Видно, что $v + 1$ -е приближение является результатом сложения v -го приближения статистической оценки и поправки $\Delta\hat{r}_v$, полученной в результате линейного преобразования (с помощью матриц Λ и \mathbf{F}_v) суммы взвешенных векторных отклонений \mathbf{b}_j линий положения от v -го приближения.

Итерационный процесс завершается при выполнении неравенства

$$|\Delta\hat{r}_v| = |\hat{r}_{v+1} - \hat{r}_v| < \varepsilon. \quad (2)$$

При $\varepsilon = 0.05—0.5$ м это происходит после выполнения 2–4 итераций.

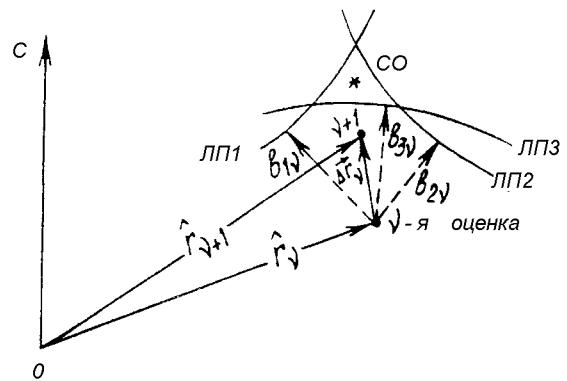


Рис. 1. Геометрическая интерпретация процесса последовательных приближений к статистической оценке местоположения объекта испытаний

Статистическая оценка, к которой сходятся последовательные приближения, расположена в точке пространства, относительно которой сумма взвешенных векторных отклонений поверхностей положения или линий положения равна нулю (см. рис. 1 и формулу (4)). При обработке минимума данных такой точкой является точка пересечения трех поверхностей (или двух линий — в двумерном пространстве), т. е. в этом случае обобщенный и соответствующий простой методы равноточны.

При нормальном законе распределения погрешностей измерений статистическая оценка обладает свойствами максимально-правдоподобной оценки, т. е. является состоятельной, несмещенной и асимптотически эффективной; при других законах распределения погрешностей — свойствами минимально-квадратичной оценки, т. е. является состоятельной и несмещенной.

Дисперсия погрешностей местоопределения объекта испытаний

$$\sigma_{\hat{r}}^2 = \text{Sp}(\mathbf{F}^T \Lambda \mathbf{F})^{-1}, \quad (3)$$

где Sp — символ следа матрицы.

Более простой вариант обобщенного метода, представленный формулами

$$\begin{aligned} \hat{r}_{v+1} &= \hat{r}_v + \Delta\hat{r}_v = \hat{r}_v + \left(\sum_{j=1}^m \mathbf{f}_j \mathbf{f}_j^T / \sigma_{\xi_j}^2 \right)^{-1} \sum_{j=1}^m \mathbf{f}_j [\xi_j - \\ &- \xi_j(\hat{r}_v)] / \sigma_{\xi_j}^2 = \hat{r}_v + \left(\sum_{j=1}^m \mathbf{f}_j \mathbf{f}_j^T / \sigma_{\xi_j}^2 \right)^{-1} \sum_{j=1}^m (\mathbf{b}_j / \sigma_{\xi_j}^2), \end{aligned} \quad (4)$$

$$\sigma_{\hat{r}}^2 = \text{Sp} \left(\sum_{j=1}^m \mathbf{f}_j \mathbf{f}_j^T / \sigma_{\xi_j}^2 \right)^{-1}, \quad (5)$$

(где \mathbf{f}_j — градиент поля j -й первичной координаты в точке v -го приближения, \mathbf{b}_j — векторное откло-

нение j -й поверхности положения относительно v -го приближения, σ_v^2 — дисперсия погрешностей в определении j -й поверхности в окрестности v -го приближения), разработан применительно к взаимно некоррелированным погрешностям измерений и параллельному ориентированию одноименных осей всех углеров [4]. Этот вариант метода десятки лет используется для совместной оптимальной обработки данных измерителей наземного базирования на трассах небольшой протяженности. Накоплен большой опыт работы с ним, подтвердивший высокую сходимость итеративного процесса, возможность повышения точности местоопределения в 1.5–3 раза при обработке структурно избыточных данных и небольшие затраты машинного времени: 0.007 с в пересчете на один первичный параметр в одной точке траектории на ЭВМ с производительностью 1 млн оп./с. Этот опыт может оказаться весьма полезным при совместной обработке данных измерителей наземного и космического базирования.

Трудности, которые возникают при совместной обработке по формулам (1)–(3) данных измерителей наземного и космического базирования на трассах большой протяженности, обусловлены различной ориентацией осей углеров наземного базирования и непрерывным движением измерителей космического базирования. Это приводит, в частности, к необходимости использования трех видов правых прямоугольных пространственных систем координат (рис. 2): гринвичской геоцентрической (в даль-

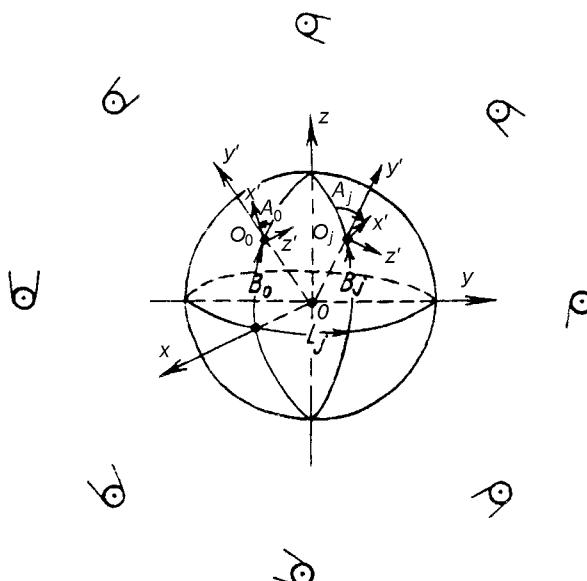


Рис. 2. Взаимное положение гринвичской, стартовой, измерительной систем координат и одномоментное положение НИСЗ на одной из трех орбит СС РНС ГЛОНАСС

нейшем — геосистемы) и двух топоцентрических — стартовой и измерительной (в дальнейшем — топосистем).

В измерительных топосистемах выполняются измерения первичных ξ' -параметров, расчеты начального приближения и данных целеуказания; в стартовой — наглядно представляются конечные результаты. В геосистеме удобно осуществлять совместную обработку данных. Но для этого необходимо преобразовать в нее координаты измерителей, данные измерений и другие элементы, явно или неявно входящие в формулы (1)–(3).

Для определения гринвичских геоцентрических координат (в дальнейшем — геокоординат) наземных измерителей и начала стартовой системы необходимо:

- преобразовать их астрономические координаты и азимуты относительно геоида в геодезические координаты и азимуты относительно референц-эллипсоида. Это позволит избежать погрешностей до 300 м [1];
- преобразовать геодезические координаты и азимуты относительно референц-эллипсоида в геодезические координаты и азимуты относительно общего земного эллипсоида;
- вычислить по ним геокоординаты начала стартовой системы и наземных измерителей, а также матрицы C_i направляющих косинусов осей всех топосистем относительно осей геосистемы, необходимые для прямого и обратного преобразования координат объекта [2]. Высокая точность привязки наземных измерителей обеспечивается опорой на триангуляционную сеть первого класса. При ее отсутствии можно использовать для этих целей, хоть и с меньшей точностью, астрономические методы или данные СС РНС.

Измерителем космического базирования является навигационный искусственный спутник Земли (НИСЗ). Для расчета на данный момент времени его геокоординат аппаратуре потребителя, которая должна быть установлена на объекте испытаний, сообщаются через НИСЗ эфемериды для прогноза местоположения НИСЗ с погрешностью в несколько метров в интервале ± 30 мин относительно момента времени, на который рассчитаны эфемериды [6]. Поскольку НИСЗ находится в движении, то вычисления по эфемеридам придется повторять для каждого дискретного момента времени с поправкой на время распространения радиоволн от НИСЗ до объекта. Высокая точность местоопределения НИСЗ обеспечивается огромным объемом статистических данных, по которым вычисляются эфемериды. Для повышения точности временной привязки измерений следовало бы перейти к использованию

на борту объекта испытаний рубидиевых стандартов частоты. По массогабаритным показателям и потребляемой мощности они мало отличаются от кварцевых, но на 2–3 порядка превосходят их по стабильности частоты. Погрешности временной привязки учитываются в оценке точности измерений дальности по данным НИСЗ.

Далее измеренные по радиосигналам НИСЗ псеводальности с помощью квазидальномерного метода необходимо преобразовать в дальности [6]. В угловые координаты, полученные от наземных измерителей, необходимо ввести поправки на непараллельность осей топосистем к одноименным осям геосистемы. Для этого каждую пару угловых координат (азимут и угол места; пара направляющих косинусов) нужно дополнить фиктивной дальностью $R' = 1$ м с нулевой дисперсией и выполнить:

- преобразование каждой пары угловых координат и фиктивной дальности в прямоугольные топоцентрические координаты (в дальнейшем — топокоординаты);
- преобразование с помощью матрицы C_i топокоординат в геокоординаты;
- преобразование геокоординат в первичные ξ -координаты, как бы измеренные относительно осей (плоскостей) новой топосистемы, параллельных одноименным осям (плоскостям) геосистемы.

Из каждой тройки преобразованных таким образом первичных координат в состав общего вектора подлежащих совместной обработке ξ -измерений включаются только пары угловых координат объекта, а также все дальности от объекта до измерителей, не подвергшиеся преобразованиям в связи с инвариантностью к системам координат.

Для определения корреляционной матрицы погрешностей каждой тройки преобразованных таким образом первичных координат необходимо найти произведение матриц третьего порядка:

$$K_{\xi} = J_i C_i G_i K_{\xi} G_i^T C_i^T J_i^T, \quad (6)$$

где K_{ξ} — взаимная корреляционная матрица погрешностей i -й тройки данных ξ -измерений; G_i — матрица преобразования погрешностей данных ξ -измерений в погрешности топокоординат; J_i — матрица преобразования погрешностей геокоординат в погрешности преобразованных первичных ξ -координат. Из каждой матрицы (6) в состав общей взаимной корреляционной матрицы K_{ξ} включаются по 4 элемента, соответствующие принятым в обработку парам угловых координат, а также дисперсии погрешностей измерений дальностей. Они располагаются на главной диагонали матрицы K_{ξ} в виде матричных клеток второго и перво-

го порядка соответственно. Остальные недиагональные элементы этой матрицы равны нулю. Это значительно облегчает обращение такой матрицы в весовую матрицу $\Lambda = K_{\xi}^{-1}$, несмотря на высокий ее порядок.

И наконец, формулы элементов матрицы F градиентов поля преобразованных ξ -координат, необходимые для вычислений по формулам (1), (3), находятся путем дифференцирования в частных производных канонических уравнений соответствующих поверхностей положения (сфера, плоскости, конуса) по геокоординатам.

На заключительном этапе, используя матрицу направляющих косинусов C_0^T , осуществляют преобразование координат статистической оценки местоположения объекта из геосистемы в стартовую систему и определяют дисперсию погрешностей местоопределения объекта в стартовой системе:

$$\sigma_r^2 = Sp[C_0(F^T \Lambda F)^{-1} C_0^T]. \quad (7)$$

Анализ точности статистической оценки местоположения показал, что она зависит от количества, типов и точности измерений первичных параметров, а также от взаимного положения объекта испытаний и измерителей наземного и (или) космического базирования. Точность местоопределения является наивысшей в области пространства с наибольшим числом троек поверхностей положения, близких к ортогональным.

У каждого простого метода есть зоны высокой и низкой точности, как правило, не совпадающие для различных методов. Обобщенный метод объединяет зоны высокой точности различных простых методов и значительно расширяет их благодаря реализации структурной избыточности.

При совместной обработке данных измерителей наземного и космического базирования зоны точности местоопределения становятся подвижными, изменяющимися не только в пространстве, но и во времени. Вместе с ними изменяется и представление о существенности информации того или иного измерителя.

Формулы оценки точности (3), (5) или (7) могут быть также применены для обоснования выбора, размещения и эффективного использования измерителей в системах контроля траекторий, для оценки влияния геометрического фактора, для прогноза и контроля точности измерительных комплексов, а также при их проектировании.

Можно показать, что дисперсия погрешностей местоопределения σ_r^2 равна сумме квадратов полуосей единичного эллипсоида погрешностей, и вероятность $P(\sigma_r) = 65 \pm 3.5 \%$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

СС РНС NAVSTAR и ГЛОНАСС, вместе взятые, способны обеспечить наблюдение до 15—18 НИСЗ одновременно неограниченным количеством потребителей [3, 6]. Использование данных этих НИСЗ при летных испытаниях совместно с данными измерителей наземного базирования позволит в несколько раз повысить степень структурной избыточности траекторной информации. А ее совместная оптимальная обработка предлагаемым методом существенно повысит точность местоопределения и характеристик объектов испытаний на трассах любой протяженности. Этот метод применим при летных испытаниях не только элементов авиационных космических ракетных комплексов, но также при запусках ракет с плавучих космодромов, при испытаниях других объектов ракетной, морской, авиационной и космической техники.

На трассах небольшой (десятки километров) протяженности совместную оптимальную обработку данных измерителей наземного и космического базирования проще выполнять в стартовой системе координат на основе варианта обобщенного метода, представленного формулами (4), (5).

Для обеспечения возможности совместной обработки данных измерителей наземного и космического базирования необходимо доработать аппаратуру потребителя информации СС РНС в соответ-

ствии с требованиями испытательной практики и оборудовать ею объекты испытаний.

1. Закатор П. С. Курс высшей геодезии. — М.: Изд-во геод. и картограф. лит-ры, 1953.—405 с.
2. Космические траекторные измерения / Под ред. П. А. Агаджанова, В. Е. Дулевича, А. А. Коростелева. — М.: Сов. радио, 1969.—498 с.
3. Куликов С. П. Об использовании радионавигационных систем наблюдения космического базирования при летных испытаниях элементов авиационных космических ракетных комплексов // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 3-4.—С. 96—100.
4. Огороднийчук Н. Д. Статистическая оценка положения объекта по избыточной первичной информации. — Л.: ЛВИКА им. А. Ф. Можайского, 1966.—43 с.
5. Огороднийчук Н. Д. Обработка траекторной информации. Часть 2. Адаптивное оптимальное слаживание. — Киев: КВВАИУ, 1986.—224 с.
6. Шебашевич В. С., Дмитриев П. П., Иванцевич Н. В. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. — М.: Радио и связь, 1993.—408 с.

OPTIMAL METHOD FOR JOINT PROCESSING OF THE TRAJECTORY DATA OBTAINED FROM GROUND-BASED AND SPACE-BORNE METERS FOR FLIGHT TESTS OF ELEMENTS OF AEROSPACE ROCKET COMPLEXES

N. D. Ogorodniiichuk

An optimal method and an algorithm were worked out for the joint processing of the trajectory data obtained from ground-based and space-borne meters when the data are structurally redundant. The method is characterized by extremely high precision.

УДК 621.391

Широтные свойства спутниковой связи

особенности в региональных сетях

А. С. Курманов, А. С. Мазманишвили

Харківський державний політехнічний університет

Надійшла до редакції 19.04.99

Розглянута задача розрахунку та візуалізації ймовірності похибки P_{eM} при передаванні цифрової інформації в системі зв'язку із супутниками-передавачами на геостаціонарній орбіті. На основі побудованого алгоритму оцінки ймовірності похибки при передаванні цифрової інформації в системах супутникового зв'язку із фазовою маніпуляцією розроблено програмний засіб розрахунку та візуалізації регіональних карт ймовірності похибок. Наведено приклади розрахунку спрошенії системи супутникового зв'язку для обраних екваторіальних та середньоширотних регіонів, вивчено вплив широти на сумісність системи зв'язку.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время успешное решение задач приема/передачи цифровой информации в глобальном масштабе предполагает использование спутниковых систем связи на геостационарной орбите (ГО), применяющих фазовую манипуляцию. В свою очередь, развитие радиоэлектронных средств, в том числе глобального назначения, невозможно без всестороннего анализа [5, 6] электромагнитной совместимости (ЭМС) рассматриваемых систем [1, 2]. При эксплуатации односпутниковой системы связи величина вероятности ошибки, допустимой на один символ, обеспечивается выбором соответствующей величины отношения сигнал/шум. В случае, когда число спутников на геостационарной орбите более одного, вследствие наложения геометрических зон передачи излучение соседних спутников становится помехой для устойчивого приема от выбранного спутника. Среди большого числа параметров, требующих оптимизации, назовем географические (выбираемый регион и его широта, точки нацеливания, точки размещения на ГО и угловой интер-

вал между ними), электродинамические (мощность источников и ретрансляторов, углы раскрыва индикаторов передающих и приемных антенн, рабочие частоты). В качестве критериев, пригодных для использования при синтезе систем спутниковой системы связи (ССС), возможно выбрать такие, как площадь уверенного приема (гарантирующего непревышение заданной вероятности ошибки P_{eM} на один передаваемый символ), площадь уверенного приема, вычисленная с учетом пространственного распределения плотности населения, «штрафной» критерий за электромагнитное освещение неразрешенных регионов и др. Большое количество рассматриваемых ситуаций и допустимых критериев делает невозможным структурную систематизацию и синтез ССС на основе формальной оптимизации. Однако вполне возможно рассмотрение типичных ситуаций, анализ которых позволяет извлечь информацию, пригодную при синтезе ССС.

В настоящей работе рассмотрена эффективность ССС от количества работающих на одной и той же частоте спутников-компонентов, из которых конфигурируется ССС. В ней проанализированы ши-

ротные зависимости для различных величин углового раскрытия индикаторов передающих и приемных антенн. Анализ проведен на примерах простых ССС, образованных из двух, трех и четырех спутниковых систем. На этих примерах возможно изучить электромагнитную совместимость и взаимовлияние средств связи в выбранном регионе.

Таким образом, целью работы является выявление основных широтных динамических закономерностей электромагнитной совместимости и их демонстрация на примере типичных широтных конфигураций ССС.

Развитый в настоящей работе подход изучения электромагнитной совместимости можно применять не только к системам спутниковой связи с фазовой манипуляцией, но и к другим ее видам (амплитудная, частотная) и к другим родам связи, например системам телефонной, радиорелейной или телевизионной коммуникации.

МЕТОД РАСЧЕТА

Пусть на ГО находится заданная ССС с конфигурацией C из K передающих спутников с фиксированными индикаторами и абсолютными координатами по долготе θ , угловой интервал между которыми на ГО составляет $\Delta\theta$ градусов. При расчете величина P_{eM} находилась на основе метода статистического моделирования путем вычисления оценки P_{eM} относительно реализаций заданного выборочного объема N [3, 4]. В рамках выбранного метода производится, по существу, моделирование статистической обстановки. Объем выборки для любых координат x, y и любого значения P_{eM} подбирался таким образом, чтобы относительная погрешность оценки $\alpha = |P_{eM} - \hat{P}_{eM}| / P_{eM}$ не превосходила заданной величины α_0 , которая в этой работе составляет 5 %. При анализе рассмотрено случайное событие, заключающееся в том, что относительная погрешность оценки P_{eM} величины P_{eM} не превышает α , т. е.

$$\text{Prob}\{\alpha P_{eM} D_N [\hat{P}_{eM}]^{-1/2} \leq \gamma\} = q, \quad (1)$$

где $\gamma = \Phi^{-1}(q)$; $\Phi(q)$ — функция Лапласа.

Статистический анализ приводит к следующей зависимости требуемого объема выборки N от физических параметров задачи:

$$N \approx 2\rho^2 \Omega_C [\sin(\pi/M) + \Omega_C] (\gamma/\alpha)^2. \quad (2)$$

Здесь ρ^2 — отношение сигнал/шум по мощности, M — индекс фазовой манипуляции (мы используем $M = 4$), $\Omega_C = \sum_j R_j$ — сумма всех «помеховых»

вкладов R_j от компонентов рассматриваемой ССС на приемник, действующий в точке с координатами x, y .

Поскольку для любой действующей конфигурации ССС должно быть обеспечено неравенство $\sin(\pi/M) > \Omega_C$, то выделим теперь области с заданной вероятностью P_{eM} , для которых справедливо

$$\ln(\rho P_{eM}) \approx -\rho^2 [\sin(\pi/M) + \Omega_C]^2, \quad (3)$$

что и приводит к интересующей нас зависимости для объема выборки:

$$N \approx 2\rho \Omega_C \sqrt{-\ln(\rho P_{eM})} (\gamma/\alpha)^2. \quad (4)$$

Выражения (2) или (4) дают для величины N значение, которое обеспечит при расчёте вероятности ошибки P_{eM} получение ее оценки P_{eM} , неотклоняющейся с вероятностью q от истинного значения с относительной погрешностью α .

На базе статистического алгоритма расчета вероятности ошибки и распространения его на набор пространственных узлов были разработаны числовой алгоритм и программное обеспечение для расчета и визуализации информационных карт (ИК) вероятности ошибок для выбранной конфигурации ССС в заданном регионе (Украина, Россия, Западная Европа и др.).

Вычисления выполнены на основе специально созданного программного средства в среде языка C++. Время расчета на каждую из нижеприведенных ИК составило около 15 мин.

ИНФОРМАЦИОННЫЕ КАРТЫ

Изучение влияния рассматриваемых параметров на характеристики ССС удобно выполнять с помощью информационных карт [3, 4]. Расчетные документы подобного типа представляют в удобном виде вероятностную информацию, отнесенную к выделенному региону. Расчеты выполнялись в двух вариантах: для случая региона, расположенного на экваторе, и региона на широте 50° . Представляемые ниже ИК сгруппированы по числу спутников-ретрансляторов (ИСЗ) в ССС и по их взаимному расположению.

На рис. 1 представлены две информационные карты, описывающие зоны взаимовлияния двух ИСЗ. Сопоставление пунктирно указанных зон уверенного приема, соответствующих случаю работы ИСЗ по одному, с их аналогами, соответствующими совместной их работе, указывает на значительную роль взаимовлияния. Изменение зон уверенного приема проявляется тем сильней, чем

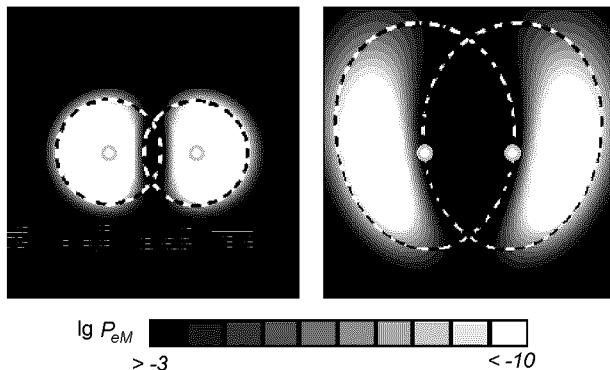


Рис. 1. Набор из двух информационных карт для 2-спутниковой конфигурации (места нацеливания антенн ИСЗ указаны кружками); слева — широта 0°; справа — широта 50°; пунктиром указаны зоны уверенного приема ($P_{eM} \leq 10^{-8}$) у каждого ИСЗ отдельности без взаимовлияния

больше широта точек нацеливания антенн ИСЗ. Можно получить выражение, описывающее долю η площади, ответственной за взаимовлияние, отнесенную ко всей площади электромагнитного освещения. Для случая двух ИСЗ, облучающих две окружности радиусом R , найдем

$$\eta = \frac{2}{\pi} \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{R^2 - L^2}}{L} - \frac{L\sqrt{R^2 - L^2}}{2\pi R^2}, \quad (5)$$

где $2L$ — расстояние между центрами освещаемых кругов (точек нацеливания). С увеличением R , что характерно при увеличении широты или при увеличении углового раскрыва индикаторы антенн ИСЗ, площадь взаимовлияния может покрыть всю зону облучения. На рис. 1 пунктирные линии проведены по уровню $P_{eM} \approx 10^{-8}$.

Характеристики CCC для 2-спутникового региона (рис. 1):

Географические координаты региона:

$$(-10^\circ, 10^\circ) \times (-10^\circ, 10^\circ).$$

Положение спутников на ГО:

$$\text{ИСЗ-1 } \theta = -1.5^\circ, \quad \text{ИСЗ-2 } \theta = 1.5^\circ.$$

Точки нацеливания (слева, справа):

$$\text{ИСЗ-1 } (0^\circ, -3^\circ), (50^\circ, -3^\circ)$$

$$\text{ИСЗ-2 } (0^\circ, 3^\circ), (50^\circ, 3^\circ)$$

(здесь и ниже первая величина в скобках — широта, вторая — долгота).

Ширина диаграммы приемной антенны

земных станций: $\gamma = 2^\circ$.

Ширина диаграммы спутниковых передающих антенн: $\gamma = 1^\circ$.

Широтная зависимость электромагнитной совместимости отчетливо видна из рис. 1. В результате триангуляционного увеличения проекции электро-

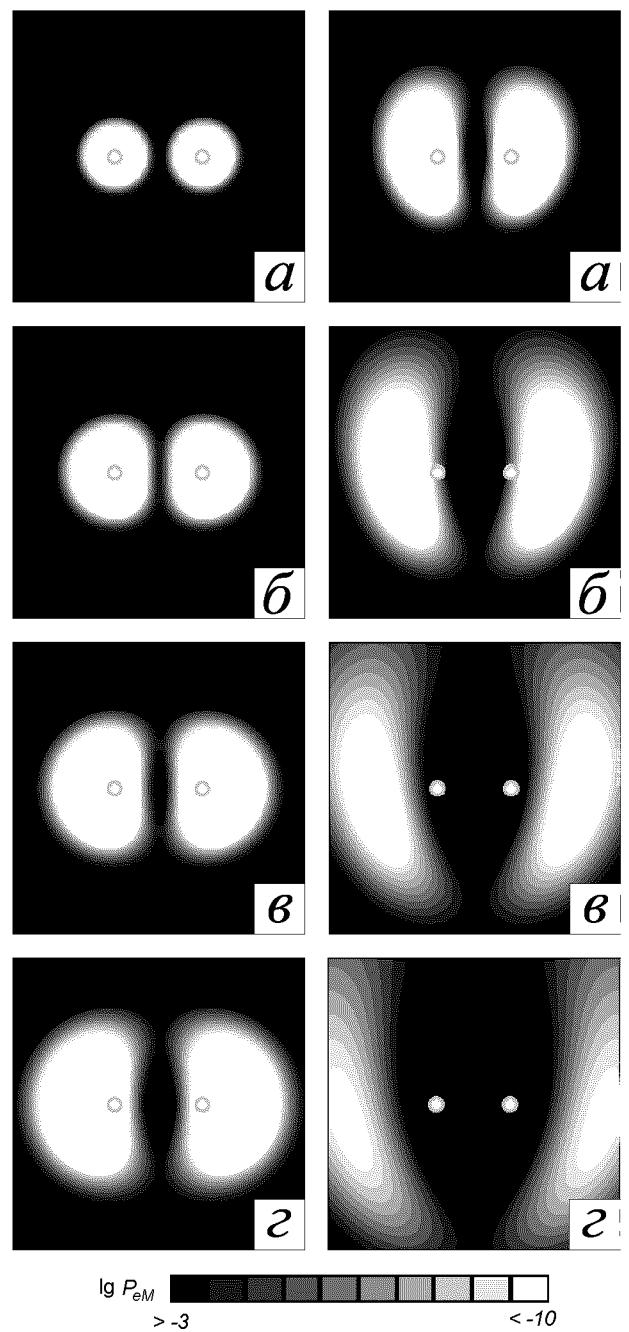


Рис. 2. Два набора из четырех информационных карт для 2-спутниковой конфигурации (места нацеливания антенн ИСЗ указаны кружками); слева — широта 0°; справа — 50°

магнитного освещения в более широтном регионе увеличился и размер области перекрытия от соседних спутников — ретрансляторов. Это привело к относительному уменьшению области уверенного приема ($P_{eM} \leq 10^{-9}$). Видно, что хотя зона уверенного приема при отсутствии взаимных помех доста-

точно велика, ее реальные размеры оказываются заметно меньшими, если учитывать влияние соседних спутников, работающих на той же частоте. На последующих рисунках пунктирные линии, аналогичные линиям на рис. 1, не приведены из соображений наглядности.

ССС из 2 ИСЗ. На рис. 2 представлены два набора из четырех информационных карт для 2-спутниковой конфигурации (места нацеливания указаны кружками); первый из них (расположен слева) отвечает экваториальному региону, второй (расположен слева) соответствует широте 50° .

Характеристики 2-спутниковой ССС:

Географические координаты региона:

$$(-10^\circ, 10^\circ) \times (-10^\circ, 10^\circ).$$

Положение спутников на ГО:

$$\text{ИСЗ-1 } \theta = -1^\circ, \quad \text{ИСЗ-2 } \theta = 1^\circ.$$

Точки нацеливания (слева, справа):

$$\text{ИСЗ-1 } (0^\circ, -3^\circ, (50^\circ, -3^\circ);$$

$$\text{ИСЗ-2 } (0^\circ, 3^\circ, (50^\circ, 3^\circ).$$

Ширина диаграммы приемной антенны земных станций $\gamma = 1^\circ$.

Ширина диаграммы спутниковых передающих антенн изменяется следующим образом, при этом символы *a*, *b*, *c* и *d* указаны на рис. 2:

	ИСЗ-1	ИСЗ-2
<i>a</i>	0.6°	0.6°
<i>b</i>	0.9°	0.9°
<i>c</i>	1.2°	1.2°
<i>d</i>	1.5°	1.5°

На рис. 2 показана эволюция помеховой обстановки при изменении угла раскрыва индикаторис передающих антенн. Все остальные параметры конфигурации спутниковой связи остаются постоянными. В левом и правом столбцах рисунка приведены информационные карты, соответствующие тем же самым параметрам, за исключением того, что зона обслуживания смешена вверх на 50° по широте. При этом существенно изменяются как форма, так и размер зон уверенного приема.

Из рис. 2 видно, что увеличение раскрыва индикаторис передающих антенн не позволяет в полной мере разрешить проблему помехоустойчивости. Происходит это потому, что увеличение угла раскрыва индикаторисы приводит к увеличению зоны перекрытия взаимодействующих станций, что обуславливает ухудшение помеховой обстановки в регионе. Этот эффект особенно проявляется на высоких широтах.

ССС из 3 ИСЗ. На рис. 3 представлены два набора из четырех информационных карт для 3-

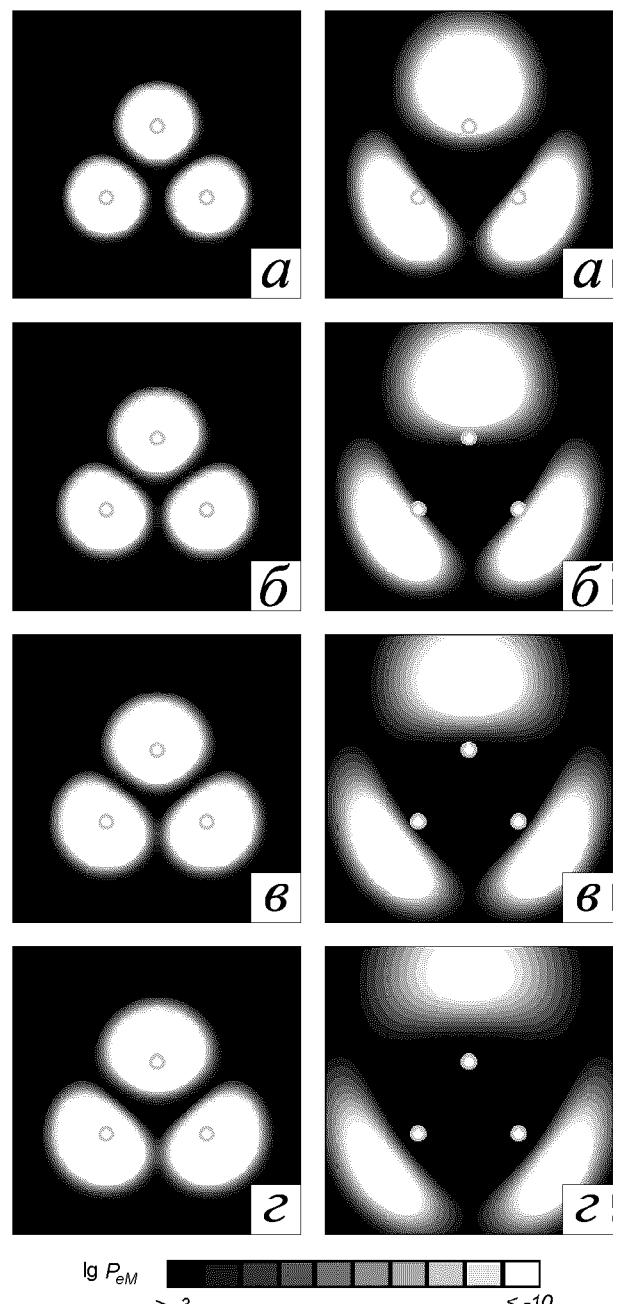


Рис. 3. Два набора из четырех информационных карт для 3-спутниковой конфигурации (места нацеливания антенн ИСЗ указаны кружками); слева — широта 0° ; справа — 50°

спутниковой конфигурации (места нацеливания указаны кружками); первый из них (расположен слева) отвечает экваториальному региону, второй (расположен справа) соответствует широте 50° .

Характеристики 3-спутниковой ССС:

Географические координаты региона:

$$(-10^\circ, 10^\circ) \times (-10^\circ, 10^\circ).$$

Положение спутников на ГО:

$$\text{ИСЗ-1 } \theta = -1.5^\circ; \text{ ИСЗ-2 } \theta = 0^\circ; \text{ ИСЗ-3 } \theta = 1^\circ$$

Точки нацеливания (слева, справа):

$$\text{ИСЗ-1 } (-3^\circ, -3.5^\circ), (47^\circ, -3.5^\circ);$$

$$\text{ИСЗ-2 } (2^\circ, 0^\circ), (52^\circ, 0^\circ)$$

$$\text{ИСЗ-3 } (-2^\circ, 3.5^\circ), (47^\circ, 3.5^\circ).$$

Ширина диаграммы приемной антенны земных станций: $\gamma = 1^\circ$ для крайних станций

$\gamma = 0.6^\circ$ для средней.

Ширина диаграммы спутниковых передающих антенн (символы *a*, *b*, *c* и *g* указаны на рис. 3) изменяется следующим образом:

	ИСЗ-1	ИСЗ-2	ИСЗ-3
<i>a</i>	0.7°	0.7°	0.7°
<i>b</i>	0.8°	0.8°	0.8°
<i>c</i>	0.9°	0.9°	0.9°
<i>g</i>	1°	1°	1°

Динамика электромагнитного взаимодействия в экваториальном регионе, изображенная на рис. 3, практически во всех деталях идентична рис. 2, за исключением того, что средняя зона приема, соответствующая точке нацеливания ($2^\circ, 0^\circ$), оказывается под сильным влиянием крайних спутников. Это влияние оказывается слабее, чем их собственное взаимовлияние. Для высоких широт, как и на рис. 2, помеховая обстановка еще более усложняется по сравнению с экваториальным регионом.

ССС из 4 ИСЗ. Уровень электромагнитной совместимости и качество передачи сигналов существенно связаны с относительной ориентацией спутников в ССС. В связи с этим в работе были рассмотрены различные конфигурации компонентов ССС на ГО.

На рис. 4 показаны схемы пространственной ориентации точек размещения и мест нацеливания для 4-спутниковой системы связи. Эти случаи отвечают различным взаимным расстояниям спутников на ГО.

На рис. 5 показаны отвечающие этим относительным ориентациям информационные карты, а

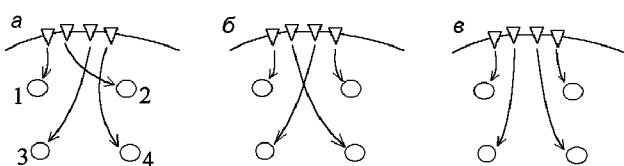


Рис. 4. Схематическое изображение 4-спутниковой конфигурации для рис. 5 и 6 (места нацеливания антенн ИСЗ указаны кружками)

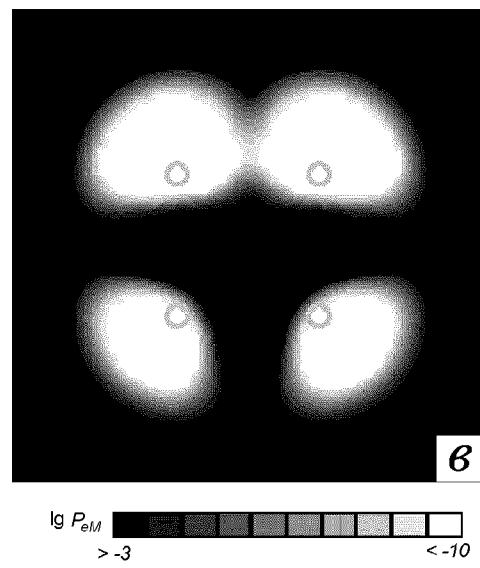
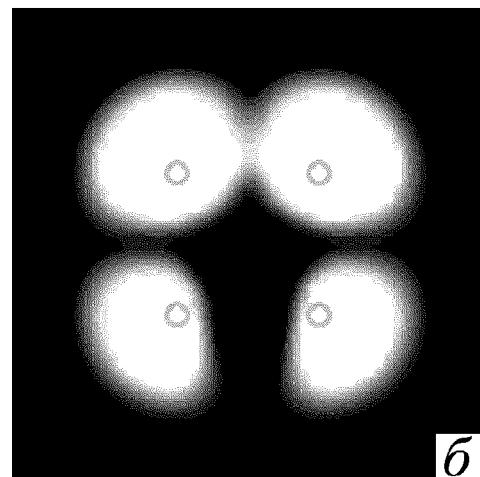
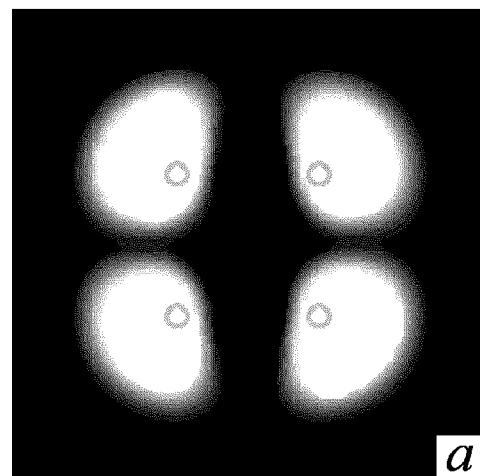


Рис. 5. Набор из трех информационных карт для 4-спутниковой конфигурации на широте 0° (места нацеливания антенн ИСЗ указаны кружками)

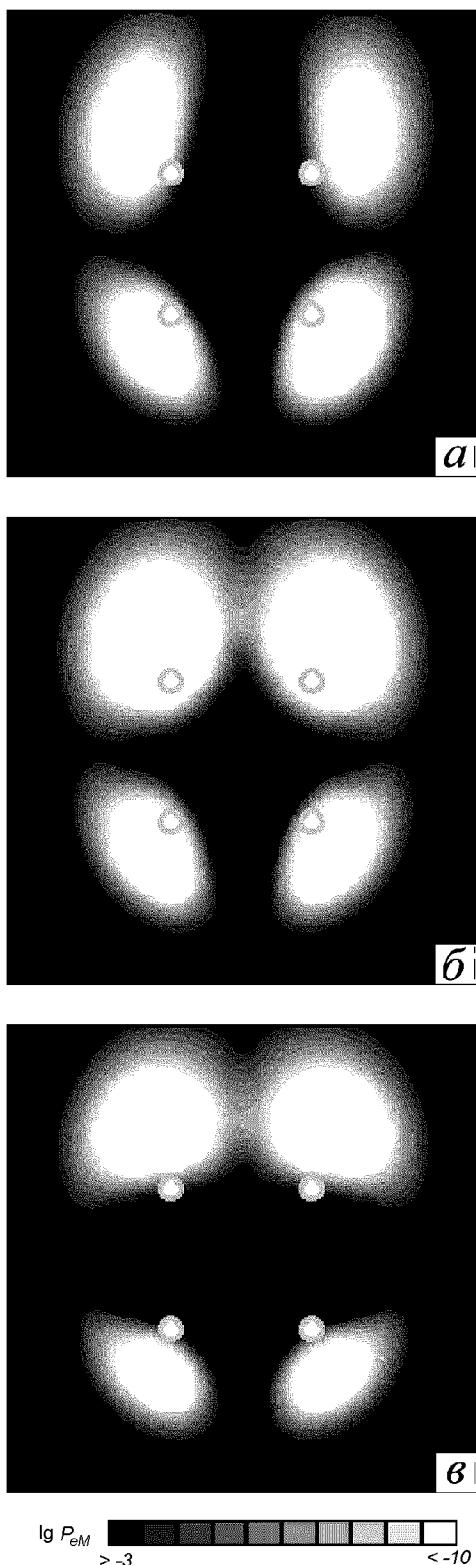


Рис. 6. Набор из трех информационных карт для 4-спутниковой конфигурации на широте 50° (места нацеливания антенн ИСЗ указаны кружками)

их более широтные аналоги изображены на рис. 6. При этом варианты ориентаций, как и на рис. 4, указаны буквами *a*, *b* и *c*.

Характеристики 4-спутниковой ССС:

Географические координаты региона:

$$(-10^\circ, 10^\circ) \times (-10^\circ, 10^\circ).$$

Положение спутников на ГО:

$$\text{ИСЗ-1 } \theta = -3^\circ, \text{ ИСЗ-2 } \theta = -1^\circ$$

$$\text{ИСЗ-3 } \theta = 1^\circ, \text{ ИС-4 } \theta = 3^\circ.$$

Точки нацеливания (слева, справа):

$$\text{точка № 1 } (3^\circ, -3^\circ), (47^\circ, -3^\circ);$$

$$\text{точка № 2 } (3^\circ, 3^\circ), (47^\circ, 3^\circ);$$

$$\text{точка № 3 } (-3^\circ, -3^\circ), (53^\circ, -3^\circ);$$

$$\text{точка № 4 } (-3^\circ, 3^\circ), (53^\circ, 3^\circ).$$

Ширина диаграммы приемной антенны земных станций: $\gamma = 1.8^\circ$.

Ширина диаграммы антенн спутников-передатчиков: $\gamma = 1^\circ$ для экваториального региона;

$$\gamma = 0.6^\circ \text{ для широтного.}$$

Одним из основных параметров взаимовлияния спутников при рассматриваемой их конфигурации, является угловое расстояние на орбите между спутниками, оказавшимися смежными в результате их комбинирования. Причем для высокширотного региона в первую очередь необходимо обращать внимание на смежных соседей по долготе, так как с увеличением широты угловое рассогласование между спутниками на одной долготе убывает гораздо быстрее, чем между другими.

Из рис. 5 и 6 следует, что для рассмотренных вариантов наибольшей площадью зоны уверенного приема ($P_{eM} \leq 10^{-8}$) характеризуется вариант *b*, у которого спутники на ГО максимально разнесены.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основное ограничение при использовании геостационарной орбиты — это взаимные помехи спутниковой связи.

В работе применены численные средства расчета и визуализации для анализа помеховой и электромагнитной обстановки в региональных системах спутниковой связи. При этом особое внимание уделено широтным зависимостям. Получены информационные карты, описывающие электромагнитную обстановку в системе спутниковой связи, использующейся для передачи цифровых сообщений. Приведены результаты расчетов вероятности ошибки, возникающей в различных широтных регионах и в различных помеховых обстановках, показана существенная зависимость помехоустойчивости от широты. С дальнейшим увеличением

широты (вплоть до приполярных регионов) рассмотренные зоны устойчивого приема еще более видоизменяются.

Применение разработанного программного обеспечения обеспечивает получение информации о степени помехозащищенности передачи символов с помощью спутников на геостационарной орбите.

Полученные количественные характеристики вероятности ошибки позволяют оценить степень помехозащищенности системы при передаче и приеме сигналов потребителями в различных широтных регионах. На основе таких характеристик можно решать задачу синтеза оптимальной конфигурации системы спутниковой связи, что дает возможность рассмотрения проблемы эффективного использования геостационарной орбиты.

1. Калашников Н. И. Основы расчета электромагнитной совместимости систем связи через ИСЗ. — М.: Связь, 1970.—160 с.
2. Кантор Л. Я., Тимофеев В. В. Спутниковая связь и проблема геостационарной орбиты. — М.: Радио и связь, 1988.—168 с.
3. Мазманишвили А. С., Рафалович О. Я. Оценка вероятности ошибок взаимовлияния при передаче дискретной информа-

ции в системах спутниковой связи // Электронное моделирование.—1995.—17, № 4.—С. 94—95.

4. Мазманишвили А. С., Рафалович О. Я. Численные модели помехоустойчивости для украинских региональных сетей спутниковой связи // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 1.—С. 92—101.
5. Петровский В. И., Седельников Ю. Е. Электромагнитная совместимость радиоэлектронных средств. — М.: Радио и связь, 1986.—216 с.
6. Уайт Д. Р. Ж. Электромагнитная совместимость радиоэлектронных средств и непреднамеренные помехи. — М.: Сов. радио, 1977.—Вып. 1.—352 с.; 1978.—Вып. 2.—272 с.; 1979.—Вып. 3.—464 с.

LATITUDE PECULIARITIES OF ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY IN REGIONAL SATELLITE NETWORKS

A. S. Kurmanov and A. S. Mazmanishvili

The problem of calculating and visualizing the error probability P_{eM} for geostationary satellite networks is considered. Based on Monte—Carlo method, we built an algorithm for estimating the regional error probability in the digital satellite networks with phase manipulation. Calculations of simplified satellite networks for selected equatorial and mid-latitude regions are presented, the influence of increasing latitude on network compatibility is studied.

УДК 629.7.705

Синтез законов управления космического аппарата с использованием кватернионов ориентацией

В. В. Волосов, Л. И. Тютюнник

Інститут космічних досліджень НАНУ та НКАУ, Київ

Надійшла до редакції 21.01.99

Розв'язуються задачі синтезу алгоритмів керування орієнтацією космічного апарату відносно орбітального та інерціального опорних базисів. Для розв'язку вказаних задач використовується відоме узагальнення теорем прямого методу Ляпунова на дослідження стійкості інваріантних множин динамічних систем. Ефективність отриманих алгоритмів ілюструється комп'ютерним моделюванням динаміки систем керування орієнтацією, в контурі яких використовуються ці алгоритми.

Системы управления ориентацией являются важной составной частью общей системы управления движением космических аппаратов (КА). Без высокоеффективных прецизионных систем управления ориентацией невозможны решения многих научных и прикладных задач, стоящих перед современными КА. Синтезу законов управления ориентацией КА посвящено трудно обозримое количество работ многих авторов. Эти работы отличаются видом используемых кинематических параметров, выбором опорного базиса, видом исполнительных органов, математическими методами решения задач синтеза и т. д. Отметим лишь работы [1, 2, 12, 13, 18] как наиболее близкие к данной работе по характеру рассматриваемых задач и методам их решения.

Методологической основой настоящей работы являются известные обобщение и развитие [7, 11] прямого метода Ляпунова исследования устойчивости решений дифференциальных уравнений на исследование устойчивости их инвариантных множеств. Получены новые, обобщающие известные, решения задач синтеза законов управления произ-

вольной ориентацией КА относительно орбитально-го и инерциального опорных базисов. Аналитические решения указанных задач сопровождаются их наглядной геометрической интерпретацией. Полученные законы управления представлены в компактной векторно-матричной форме, удобной для их реализации в бортовых компьютерах. Компьютерное моделирование показало эффективность предложенных законов управления, их нечувствительность к нарушению априорных предположений (робастность).

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматривается движение связанной с КА системы координат $Oxyz$ с началом в его центре масс (точка O) относительно орбитальной системы координат (ОСК) $Ox_0y_0z_0$ [14]. Ось Oy_0 этой системы направлена по линии O_1O , где O_1 — центр Земли, ось Ox_0 расположена в плоскости орбиты и направлена в сторону движения КА, Oz_0 образует с осями Ox_0 и

Oy_0 правую тройку. Орбита КА полагается круговой. Система $Ox_0y_0z_0$ вращается относительно инерциального пространства с угловой скоростью ω_0 . Вектор ω_0 в проекциях на оси $Ox_0y_0z_0$ имеет вид $\omega_0^t = (0, 0, -e)$, где e — орбитальная угловая скорость движения КА. Символ « t » здесь и далее означает операцию транспонирования. Изменения во времени текущего положения или ориентации КА (системы $Oxyz$) относительно $Ox_0y_0z_0$ описываются следующими уравнениями [1, 8]:

$$\frac{d\Lambda}{dt} = \frac{1}{2} A(\omega)\Lambda, \quad (1)$$

$$J \frac{d\omega}{dt} = M - \hat{\omega} J \omega, \quad (2)$$

где $\Lambda^t = (\lambda_0, \lambda^t)$, $\lambda^t = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ — вектор, составленный из компонентов кватерниона и для краткости называемый далее также кватернионом; $\omega^t = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ — вектор угловой скорости КА, ω_i — проекции на оси $Oxyz$; $M^t = (M_1, M_2, M_3)$ управляющий момент, действующий на КА; $J = J^t > 0$ — матрица моментов инерции КА; $A(\omega)$ — кососимметрическая матрица 4×4 :

$$A(\omega) = \begin{pmatrix} 0 & \dots & -\varepsilon^t \\ \dots & \dots & 2\hat{\mathbf{b}}^t \\ \varepsilon & \dots & -\hat{\mathbf{b}}^t \end{pmatrix},$$

$$\varepsilon = \omega + \mathbf{b}, \quad \mathbf{b}^t = (0, 0, e), \quad \varepsilon^t = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3).$$

Здесь и далее под символами $\hat{\mathbf{x}}$, где \mathbf{x} — произвольный вектор $\mathbf{x}^t = (x_1, x_2, x_3)$ понимаются кососимметрические матрицы

$$\hat{\mathbf{x}} = \begin{pmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \hat{\mathbf{x}}^t = -\hat{\mathbf{x}}.$$

Заметим, что при $e = 0$ вектор $\mathbf{b} = 0$ и система уравнений (1), (2) описывает движение связанной с КА системы $Oxyz$ относительно инерциальной системы координат (ИСК) $Ox_0y_0z_0$. При решении задач ориентации обычно используются нормированные кватернионы ($\|\Lambda\|^2 = \lambda_0^2 + \lambda^t \lambda = 1$), компонентами которых являются параметры Родрига—Гамильтона:

$$\lambda_0 = \cos \frac{\theta}{2}, \quad \lambda_i = \gamma_i \sin \frac{\theta}{2}, \quad (2')$$

$$\gamma_1^2 + \gamma_2^2 + \gamma_3^2 = 1.$$

Здесь γ_i — направляющие косинусы оси поворота КА (системы $Oxyz$) относительно системы $Ox_0y_0z_0$ с координатными осями систем $Oxyz$ и $Ox_0y_0z_0$, а θ — угол поворота КА относительно этой оси [1]. При

этом выражение для матрицы $S(\Lambda)$ направляющих косинусов осей системы $Oxyz$ с осями $Ox_0y_0z_0$ из [1] приводится к виду $S(\Lambda) = I - 2\lambda_0 \hat{\lambda} + 2\hat{\lambda} \lambda$, где I — единичная матрица. Отсюда непосредственно видно, что заданием кватерниона $\Lambda = \Lambda_s$ полностью определяется матрица направляющих косинусов, а следовательно, и ориентация КА относительно системы $Ox_0y_0z_0$, причем одной и той же матрице $S(\Lambda_s)$ соответствуют два кватерниона $\pm \Lambda_s$. Случаю совмещения осей $Oxyz$ с осями $Ox_0y_0z_0$, при котором $S(\Lambda_s) = I$, соответствует кватернион $\Lambda_s^t = (1, 0, 0, 0)$.

С целью удобства последующего изложения вместо системы (1), (2) будем использовать ее следующее эквивалентное представление

$$\frac{d\Lambda}{dt} = \frac{1}{2} [B(\Lambda)\varepsilon + C(\Lambda)\mathbf{b}], \quad (3)$$

$$J \frac{d\varepsilon}{dt} = M - (\hat{\varepsilon} - \hat{\mathbf{b}})J(\varepsilon - \mathbf{b}); \quad (4)$$

где 4×3 -матрицы $B(\Lambda)$ и $C(\Lambda)$ имеют вид

$$B(\Lambda) = \begin{pmatrix} -\lambda^t \\ \dots \\ \lambda_0 I + \hat{\lambda} \end{pmatrix}, \quad C(\Lambda) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \dots \\ -2\hat{\lambda} \end{pmatrix}.$$

Пусть Λ_s — некоторый постоянный заданный нормированный кватернион $\|\Lambda_s\| = 1$. Решениям $\Lambda(t) \equiv \Lambda_s$ или $\Lambda(t) \equiv -\Lambda_s$ уравнения (3), при которых $d\Lambda(t)/dt = 0$, соответствует постоянный вектор $\varepsilon_s = \varepsilon(\Lambda_s)$, представляющий собой совпадающие друг с другом решения системы уравнений

$$B(\Lambda)\varepsilon + C(\Lambda)\mathbf{b} = 0 \quad (5)$$

при $\Lambda = \pm \Lambda_s$.

Ориентацию базиса $Oxyz$ относительно опорного базиса $Ox_0y_0z_0$, которой соответствуют стационарные решения $\Lambda(t) \equiv \Lambda_s$ или $\Lambda(t) \equiv -\Lambda_s$ и $\varepsilon(t) \equiv \varepsilon_s$ системы (3), (4), будем называть режимом ориентации или ориентированным положением КА. Рассмотрим задачи синтеза законов управления $M_C = M(\Lambda, \varepsilon, \Lambda_s)$, обеспечивающих приведение КА в заданный режим ориентации.

Режим ориентации КА, соответствующий кватерниону Λ_s , будем называть асимптотически устойчивым в целом, если при любых начальных условиях $\Lambda(0)$, $\|\Lambda(0)\| = 1$ и $\varepsilon(0)$ для решений уравнений (1), (2), или, что то же самое, уравнений (3), (4), выполняются соотношения $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$ или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_s$ и $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$ при $t \rightarrow \infty$. Заметим, что в данном определении речь идет об асимптотической устойчивости режима ориентации КА, а не об

асимптотической устойчивости (в смысле классических определений [5, 7, 9]) соответствующих решений указанных уравнений. В определении устойчивости режима ориентации начальные условия $\Lambda(0)$ являются не произвольными, а расположенными на сфере $\|\Lambda\| = 1$. Для характеристики свойств ограниченности решений дифференциальных уравнений при начальных условиях, расположенных на некоторых многообразиях их фазовых пространств, в [5] используется понятие условной устойчивости.

С учетом вышеизложенного рассматриваемые задачи представляют собой задачи синтеза законов управления $M_c = M(\Lambda, \varepsilon, \Lambda_s)$, обеспечивающих асимптотическую устойчивость в целом заданных режимов ориентации или, иными словами, условную асимптотическую устойчивость указанных решений системы уравнений (1), (2).

РЕШЕНИЕ ПОСТАВЛЕННЫХ ЗАДАЧ

Найдем вектор ε_s соответствующий установившейся угловой скорости базиса $Oxyz$ в режиме ориентации КА, определяемом произвольным заданным кватернионом $\Lambda_s^t = (\lambda_{0s}, \lambda_s^t)$, $\|\Lambda_s\| = 1$. Полагая $\Lambda = \Lambda_s$, запишем систему уравнений (5) в следующем виде:

$$-\lambda_s^t \varepsilon = 0, \quad (6)$$

$$(\lambda_{0s} \mathbf{I} + \hat{\lambda}_s) \varepsilon = 2\hat{\lambda}_s \mathbf{b}, \quad (7)$$

где $\det(\lambda_{0s} \mathbf{I} + \hat{\lambda}_s) = \lambda_{0s} \|\Lambda_s\| = \lambda_{0s}$. Умножая систему (7) слева на вектор λ_s^t и учитывая равенство $\lambda_s^t \hat{\lambda}_s = 0$, убеждаемся, что при $\lambda_{0s} \neq 0$ решение уравнения (7) удовлетворяет и уравнению (6). При этом вектор ε_s определяется выражением

$$\varepsilon_s = 2(\lambda_{0s} \mathbf{I} + \hat{\lambda}_s)^{-1} \hat{\lambda}_s \mathbf{b}, \quad \lambda_{0s} \neq 0. \quad (8)$$

Нетрудно убедиться, что при $\lambda_{0s} = 0$ решение системы (6), (7) имеет вид

$$\varepsilon_s = 2(\mathbf{I} - \bar{\mathbf{P}}_s) \mathbf{b}, \quad (9)$$

где $\bar{\mathbf{P}}_s = \lambda_s(\lambda_s^t \hat{\lambda}_s)^{-1} \lambda_s^t$ — оператор ортогонального проектирования [4] векторов λ на одномерное подпространство (прямую), порожденное вектором λ_s .

Анализ выражений (8), (9) показывает, что при ориентации КА относительно орбитальной системы $Ox_0y_0z_0$ вектор $\varepsilon_s = 0$ при $\Lambda_s^t = (\lambda_{0s}, 0, 0, \lambda_{3s})$, $\|\Lambda_s\| = 1$. При этом в режиме ориентации оси Oz и Oz_0 совпадают, и ориентация КА осуществляется в плоскости Ox_0y_0 (в плоскости орбиты). Случай со-

вмещения осей $Oxyz$ и $Ox_0y_0z_0$, при котором $\Lambda_s^t = (1, 0, 0, 0)$, является частным случаем $\Lambda_s^t = (\lambda_{0s}, 0, 0, \lambda_{3s})$.

При $\mathbf{b} = 0$, т. е. при ориентации КА относительно инерциального опорного базиса, вектор $\varepsilon_s = 0$ при произвольном кватернионе Λ_s .

Рассмотрим некоторые необходимые для решения поставленных задач свойства фазовых траекторий системы (1), (2). Известно [1, 8], что подсистема (1) имеет интеграл движения $\|\Lambda(t)\| = c$, $c = \|\Lambda(0)\|$. С геометрической точки зрения это означает, что движение изображающей точки Λ подсистемы (1) в ее фазовом пространстве (пространстве векторов Λ) происходит по сфере радиуса $c = \|\Lambda(0)\|$. Начальным условиям с различными значениями $c = \|\Lambda(0)\|$ соответствуют движения по различным сферам из семейства концентрических (вложенных друг в друга и имеющих общий центр) сфер в подпространстве Λ . Движение же изображающей точки в фазовом пространстве всей системы (1), (2) (в пространстве векторов Λ, ε) осуществляется при этом по соответствующей поверхности из семейства концентрических цилиндрических поверхностей [6, 15]. Образующие этих поверхностей параллельные подпространству векторов ε , и для точек поверхности выполняются условия $\|\Lambda\| = c$ и $0 \leq \|\varepsilon\| < \infty$. Режиму ориентации КА соответствуют точки $\|\Lambda\| = \pm \Lambda_s$ и $\varepsilon = \varepsilon_s$ на цилиндрической поверхности с $\|\Lambda\| = 1$.

Введем в пространстве векторов Λ, ε состоящее из двух точек множество

$$\Omega_1 = \{\Lambda, \varepsilon: \Lambda = \Lambda_s, \Lambda = -\Lambda_s, \varepsilon = \varepsilon_s\}. \quad (10)$$

Из приведенного выше определения следует, что режим ориентации КА, соответствующий кватерниону Λ_s , будет асимптотически устойчивым в целом, если множество Ω_1 будет асимптотически устойчивым в целом инвариантным множеством системы (1), (2) в смысле определений [7, 11]. Однако из рассмотренных выше свойств фазовых траекторий системы (1), (2) следует, что выполнение условий притяжения $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$ или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_s$ и $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$ при $t \rightarrow \infty$ необходимое для асимптотической устойчивости в целом множества Ω_1 , возможно не для всех фазовых траекторий, а только для траекторий, которым соответствуют $\Lambda(0)$, принадлежащие многообразию (сфере) $\|\Lambda\| = 1$. Для получения условий существования у системы (1), (2) инвариантного множества Ω_1 с указанными притягивающими свойствами, а следовательно, и для решения задачи синтеза искомых законов управления $M_c = M(\Lambda, \varepsilon, \Lambda_s)$ воспользуемся обобщением [11]

прямого метода Ляпунова исследования устойчивости решений дифференциальных уравнений на исследование устойчивости их инвариантных множеств.

Выберем функцию Ляпунова (ФЛ) в виде

$$V_1(\Lambda, \varepsilon) = \alpha [(|\Lambda_s^T P_s \Lambda| - 1)^2 + \Lambda^T (I - P_s) \Lambda] + 0.5(\varepsilon - \varepsilon_s)^T J (\varepsilon - \varepsilon_s), \quad (11)$$

где $\alpha > 0$ и $P_s = \Lambda_s \Lambda_s^T$ — оператор проектирования векторов на подпространство, порожденное вектором Λ_s (и представляющее собой прямую $\Lambda = \beta \Lambda_s$, $-\infty < \beta < \infty$). Эта функция является положительно определенной относительно множества Ω_1 функций: $V_1(\Lambda, \varepsilon) = 0$ при $\Lambda, \varepsilon \in \Omega_1$ и $V_1(\Lambda, \varepsilon) > 0$ при $\Lambda, \varepsilon \notin \Omega_1$. Нетрудно убедиться, что выражение в квадратных скобках в (11) представляет собой квадрат наименьшего расстояния от произвольной точки Λ до точек $\pm \Lambda_s$. Сама же функция $V_1(\Lambda, \varepsilon)$ при $\alpha = 1$ и $J = 2I$ является квадратом расстояния от произвольной точки Λ, ε фазового пространства системы (1), (2) до множества Ω_1 . Отметим также, что ФЛ (11) является негладкой функцией по переменной Λ . Негладкие ФЛ использовались в [17] для исследования устойчивости решений дифференциальных уравнений. Там же приведены способы вычисления производных по времени от таких функций. В частности, для производной от $|x(t)|$ приводится формула

$$\frac{d|x(t)|}{dt} = \frac{dx(t)}{dt} \operatorname{sign} x, \quad (12)$$

где $\operatorname{sign} x = 1$ при $x \geq 0$ и $\operatorname{sign} x = -1$ при $x < 0$. Негладкая ФЛ, содержащая $|\lambda_0|$, использовалась для синтеза закона управления ориентацией КА относительно инерциальной системы координат в [12]. Краткая библиография работ, в которых используются негладкие ФЛ, содержится в [16].

Производная от ФЛ (11), вычисленная согласно уравнениям (3), (4) с использованием формулы (12), имеет вид

$$\dot{V}_1(\Lambda, \varepsilon) = (\varepsilon - \varepsilon_s)^T [-\alpha B^T(\Lambda) \Lambda_s \operatorname{sign} \Lambda_s^T \Lambda + M + M_G + M_R]. \quad (13)$$

Здесь и далее под M_G и M_R понимаются моменты

$$M_G = -(\hat{\varepsilon} - \hat{\varepsilon}_s) J (\varepsilon - b), \quad M_R = -(\hat{b} - \hat{\varepsilon}_s) J (\varepsilon - b).$$

При этом очевидно, что для момента M_G выполняется равенство $(\varepsilon - \varepsilon_s)^T M_G = 0$. Положив в (13) $M = M_C$, где

$$M_C = \alpha B^T(\Lambda) \Lambda_s \operatorname{sign} \Lambda_s^T \Lambda - K(\varepsilon - \varepsilon_s) - \mu M_G - M_R, \quad (14)$$

μ — коэффициент компенсации гирокопического момента M_G , $0 \leq \mu \leq 1$ и K — симметрическая положительно определенная матрица $K = K^T > 0$, получим

$$\dot{V}_1(\Lambda, \varepsilon) = -(\varepsilon - \varepsilon_s)^T K (\varepsilon - \varepsilon_s).$$

Отсюда следует, что производная ФЛ является отрицательной знакопостоянной относительно множества Ω_1 функцией. Пусть при некотором значении t для решений системы (3), (4) выполняется условие $\Lambda(t), \varepsilon(t) \in \Omega_1$. Непосредственной проверкой убеждаемся, что при этом правые части уравнений (3), (4) обращаются в нуль и производные $\dot{\Lambda} = 0$ и $\dot{\varepsilon} = 0$. Поэтому $\Lambda(t + \xi), \varepsilon(t + \xi) \in \Omega_1$ при всех $0 \leq |\xi| < \infty$, и множество Ω_1 является инвариантным множеством системы (3), (4). Так как производная ФЛ отрицательная знакопостоянная относительно Ω_1 функция, то согласно [11] множество Ω_1 будет устойчивым по Ляпунову (не асимптотически) инвариантным множеством системы (3), (4). Для выявления более подробных свойств множества Ω_1 проведем дополнительное исследование, основанное на идеях теоремы Барбашина—Красовского [9, 10] об асимптотической устойчивости решения (одноточечного инвариантного множества) автономной системы дифференциальных уравнений.

Из уравнения (5) с учетом сказанного выше следует, что при $\varepsilon = \varepsilon_s$ множество фазового пространства Λ, ε системы (3), (4), на котором правая часть (3) равна нулю, представляет собой прямую $\Lambda = \beta \Lambda_s$, $-\infty < \beta < \infty$. Покажем, что множеством векторов Λ , на котором при $\varepsilon = \varepsilon_s$ и законе управления (14) обращаются в нуль правые части уравнения (4), также является эта прямая $\Lambda = \beta \Lambda_s$, $-\infty < \beta < \infty$. Из (4) и (14) следует, что это множество определяется системой уравнений $B^T(\Lambda) \Lambda_s = 0$. Запишем эту систему в виде трех уравнений

$$-\lambda \lambda_{0s} + \lambda_0 \lambda_s - \hat{\lambda} \lambda_s = 0,$$

эквивалентных векторному уравнению

$$-\lambda \lambda_{0s} + \lambda_0 \lambda_s - \lambda \times \lambda_s = 0, \quad (15)$$

где символ \times означает операцию векторного умножения. Очевидно, что уравнение (15) имеет решение только при $\lambda = \beta \lambda_s$, $|\beta| \geq 0$. Подставив значение $\lambda = \beta \lambda_s$ в (15), получим $\lambda_0 = \beta \lambda_{0s}$. Отсюда следует, что при произвольном кватернионе Λ_s искомое множество векторов Λ , на котором $B^T(\Lambda) \Lambda_s = 0$, есть прямая $\Lambda = \beta \Lambda_s$, $|\beta| \geq 0$. Таким образом, множество $\Omega_{10} = \{\Lambda, \varepsilon: \Lambda = \beta \Lambda_s, \varepsilon = \varepsilon_s,$

$|\beta| \geq 0\}$, на котором производная $\dot{V}_1(\Lambda, \varepsilon) = 0$ содержит целые траектории системы (3), (4). Последнее означает, что постоянные векторы $\Lambda(t) \equiv \beta\Lambda_s$, $|\beta| \geq 0$ и $\varepsilon(t) \equiv \varepsilon_s$ являются решениями уравнений (3), (4). Множество же $\Omega_{11} = \{\Lambda, \varepsilon: \Lambda \neq \beta\Lambda_s, \varepsilon = \varepsilon_s, |\beta| > 0\}$, на котором так же $\dot{V}_1(\Lambda, \varepsilon) = 0$ не содержит целых траекторий системы (3), (4). Заметим, что множество Ω_{10} содержит в себе инвариантное множество $\Omega_1 \subset \Omega_{10}$.

Из монотонности производной

$$V_1(\Lambda, \varepsilon) = -(\varepsilon - \varepsilon_s)^T \mathbf{K} \times (\varepsilon - \varepsilon_s) \leq 0$$

и ограниченности снизу ФЛ $V_1(\Lambda, \varepsilon) \geq 0$ следует существование предела $\lim_{t \rightarrow \infty} V_1(t) = a$, $a \geq 0$.

Повторяя рассуждения из доказательства теоремы Барбашина—Красовского [10], убеждаемся, что $a = V(\Lambda^*, \varepsilon^*)$, где $\Lambda^*, \varepsilon^* \subset \Omega_{10}$. При этом для решений $\Lambda(t)$, $\varepsilon(t)$ системы (3), (4) имеют место предельные соотношения $\Lambda(t) \rightarrow \beta\Lambda_s$, $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$ при $t \rightarrow \infty$. При начальных условиях $\Lambda(0)$ с $\|\Lambda(0)\| = 1$ из существования интеграла движения $\|\Lambda(t)\| = 1$ следует, что β может принимать значения $\beta = \pm 1$. Таким образом, для решений $\Lambda(t)$, $\varepsilon(t)$ системы (3), (4) с произвольными начальными условиями $\Lambda(0)$, для которых $\|\Lambda(0)\| = 1$ выполняются соотношения $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$ или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_s$, $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$, и в соответствии с принятым определением режим ориентации КА является асимптотически устойчивым в целом.

Сформулируем полученный результат в виде следующего утверждения.

Утверждение 1. Режимы ориентации КА относительно ОСК и ИСК, определяемые произвольным кватернионом Λ_s , $\|\Lambda_s\| = 1$ при законе управления (14) асимптотически устойчивы в целом.

При ориентации КА относительно инерциального базиса с кватернионом $\Lambda_s^t = (1, 0, 0, 0)$ при отсутствии компенсации гироскопического момента $\mu = 0$ из (14) непосредственно получаем закон управления $\mathbf{M}_c = -\alpha \lambda \text{sign}\lambda_0 - \mathbf{K}\omega$, совпадающий с полученным ранее законом управления из [12].

Рассмотрим отличный от вышеизложенного способ получения закона управления, также основанный на использовании ФЛ вида (11). При управлении КА относительно ОСК ограничимся случаем ориентации в плоскости орбиты $\Lambda_s^t = (\lambda_{0s}, 0, 0, \lambda_{3s})$. При управлении ориентацией относительно ИСК Λ_s полагается произвольным. Как отмечалось выше, обоим этим случаям соответствует $\varepsilon_s = 0$. По аналогии с [1, 3, 13] проведем декомпозицию системы (3), (4) и получим решение задачи синтеза закона управления $\mathbf{M}_c = \mathbf{M}(\Lambda, \varepsilon, \Lambda_s)$ в два этапа.

На первом из них рассмотрим кинематическую задачу ориентации [1]. При этом в уравнении (3) вектор ε полагается независимым управлением. Введем в рассмотрение множество

$$\Omega_c = \{\Lambda: \Lambda = \Lambda_s, \Lambda = -\Lambda_s\} \quad (16)$$

и выберем ФЛ в виде

$$V_c(\Lambda) = (\Lambda_s^T \mathbf{P}_s \Lambda - 1)^2 + \Lambda^T (\mathbf{I} - \mathbf{P}_s) \Lambda, \quad (17)$$

где, как и в (11), $\mathbf{P}_s = \Lambda_s \Lambda_s^T$. Функция $V_c(\Lambda)$ представляет собой квадрат расстояния от произвольной точки Λ до множества Ω_c и является положительно определенной относительно Ω_c . Производная от ФЛ (17), вычисленная согласно уравнению (3) с учетом равенства $\Lambda_s^T \mathbf{C}(\Lambda) \mathbf{b} = 0$, имеет вид

$$\dot{V}_c(\Lambda) = -\Lambda_s^T \mathbf{B}(\Lambda) \varepsilon \text{sign} \Lambda_s^T \Lambda. \quad (18)$$

Полагая в (18) $\varepsilon = \varepsilon^*(\Lambda)$, где

$$\varepsilon^*(\Lambda) = \mathbf{K} \mathbf{B}^T(\Lambda) \Lambda_s \text{sign} \Lambda_s^T \Lambda, \quad \mathbf{K} = \mathbf{K}^T > 0, \quad (19)$$

получим $\dot{V}_c(\Lambda) = -\Lambda_s^T \mathbf{B}(\Lambda) \mathbf{K} \mathbf{B}^T(\Lambda) \Lambda_s$. Функция $\dot{V}_c(\Lambda) = 0$ на множестве $\mathbf{B}^T(\Lambda) \Lambda_s = 0$ (прямой $\Lambda = \beta\Lambda_s$, $|\beta| \geq 0$) и $\dot{V}_c(\Lambda) < 0$ при $\Lambda \neq \beta\Lambda_s$, $|\beta| \geq 0$. Поскольку множество (16) состоит из двух точек прямой $\Lambda = \beta\Lambda_s$ при $\beta = \pm 1$, то производная $\dot{V}_c(\Lambda)$ является отрицательной знакопостоянной относительно этого множества функций. Так как при $\varepsilon = \varepsilon^*(\Lambda)$, где $\varepsilon^*(\Lambda)$ определяется формулой (19), правая часть уравнения (3) обращается в нуль на прямой $\Lambda = \beta\Lambda_s$, $|\beta| \geq 0$, то Ω_c есть инвариантное множество этого уравнения. Из знакопостоянства производной $\dot{V}_c(\Lambda)$ следует [11], что Ω_c является устойчивым по Ляпунову инвариантным множеством уравнения (3). Проводя рассуждения, аналогичные предшествующим получению утверждения 1, убеждаемся, что для решений уравнения (3) при $\varepsilon = \varepsilon^*(\Lambda)$, и начальных условиях $\Lambda(0)$ с $\|\Lambda(0)\| = 1$ имеют место предельные соотношения $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$ или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_s$ при $t \rightarrow \infty$.

Полагая в уравнении (3) при $\varepsilon = \varepsilon^*(\Lambda)$, где $\varepsilon^*(\Lambda)$ определяется формулой (19) при $\mathbf{K} = \mathbf{I}$, $\Lambda_s^t = (1, 0, 0, 0)$ и $\mathbf{b} = 0$, получим

$$\dot{\lambda}_0 = 0.5 \|\mathbf{U}\|^2 \text{sign} \lambda_0, \quad (20)$$

$$\dot{\lambda} = -0.5 |\lambda_0| \lambda. \quad (21)$$

Из уравнения (21) следует, что вектор λ не изменяет своего направления относительно опорного базиса. Это соответствует плоскому вращению КА относительно оси, определяемой вектором $\lambda(0)$. Из уравнения (20) с учетом сказанного выше следует,

что $\lambda_0(t) \rightarrow 1$ или $\lambda_0(t) \rightarrow -1$ без изменения знака $\text{sign}\lambda_0(t) \equiv \text{sign}\lambda_0(0)$. Следовательно, при $\varepsilon = \varepsilon^*(\Lambda)$ переход КА из произвольного начального состояния с $\|\Lambda(0)\| = 1$ к режиму ориентации, определяемому кватернионом $\Lambda_S^\tau = (1, 0, 0, 0)$ осуществляется плоским поворотом по кратчайшему пути.

Переходя ко второму этапу решения задачи, заметим, что при $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_S$ или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_S$ из формулы (19) следует предельное соотношение $\varepsilon^*(\Lambda(t)) \rightarrow \varepsilon_S$ при $t \rightarrow \infty$. Поэтому, если в уравнении (4) момент $\mathbf{M} = \mathbf{M}_C(\Lambda, \varepsilon, \Lambda_S)$ выбрать так, чтобы его решение $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon^*(\Lambda(t))$ при $t \rightarrow \infty$, то для решений $\Lambda(t), \varepsilon(t)$ всей системы (3), (4) будут выполняться соотношения $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_S$ или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_S$ и $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_S$ при $t \rightarrow \infty$, а режим ориентации КА, соответствующий произвольному кватерниону Λ_S — асимптотически устойчив в целом. Положим в (4) $\mathbf{M} = \mathbf{M}_C$, где

$$\mathbf{M}_C = \tau^{-1} \mathbf{J} [\varepsilon^*(\Lambda) - \varepsilon] - \mathbf{M}_G - \mathbf{M}_R, \quad \tau > 0 \quad (22)$$

и вектор $\varepsilon^*(\Lambda)$ определяется формулой (19). Покажем, что этот закон управления обеспечивает устойчивость режимов ориентации КА относительно орбитальной и инерциальной систем координат при $\Lambda_S^\tau = (\lambda_{0S}, 0, 0, \lambda_{3S})$ и произвольном Λ_S соответственно. Выберем положительно определенную относительно множества Ω_1 ФЛ

$$V_2(\Lambda, \varepsilon) = V_C(\Lambda) + 0.5\tau(\varepsilon - \varepsilon_S)^T \mathbf{K}^{-1}(\varepsilon - \varepsilon_S),$$

производная которой, вычисленная согласно уравнениям (3), (4) при $\mathbf{M} = \mathbf{M}_C$, где \mathbf{M}_C определяется формулой (22), имеет вид $\dot{V}_2(\Lambda, \varepsilon) = -(\varepsilon - \varepsilon_S)^T \mathbf{K}^{-1}(\varepsilon - \varepsilon_S)$ и является отрицательной знакопостоянной относительно Ω_1 функцией. Повторяя рассуждения, предшествующие получению утверждения 1, получим утверждение 2.

Утверждение 2. Режимы ориентации КА относительно ОСК при $\Lambda_S^\tau = (\lambda_{0S}, 0, 0, \lambda_{3S})$, $\|\Lambda_S\| = 1$ и относительно ИСК при произвольном Λ_S , $\|\Lambda_S\| = 1$ и законе управления (22) асимптотически устойчивы в целом.

Получим законы управления ориентацией, соответствующие ФЛ, отличным от использованных выше.

Рассмотрим ФЛ

$$V_3(\Lambda, \varepsilon) = \alpha \Lambda^T (\mathbf{I} - \mathbf{P}_S) \Lambda + 0.5(\varepsilon - \varepsilon_S)^T \mathbf{J} (\varepsilon - \varepsilon_S), \quad (23)$$

где $\alpha > 0$ и $\mathbf{P}_S = \Lambda_S \Lambda_S^\tau$. Эта функция является положительно определенной относительно множества

$$\Omega_3 = \{\Lambda, \varepsilon : \varepsilon = \varepsilon_S, \Lambda = \beta \Lambda_S^\tau, |\beta| \geq 0\}, \quad (24)$$

представляющего собой прямую в фазовом пространстве системы (3), (4). Поверхности уровня $V_3(\Lambda, \varepsilon) = c^2$ ФЛ (23) представляют собой цилиндрические поверхности, осью которых является множество-прямая (24) [6, 15]. Из приведенного выше описания структуры фазовых траекторий следует, что режим ориентации КА, определяемый кватернионом Λ_S , будет асимптотически устойчивым в целом, если Ω_3 будет асимптотически устойчивым в целом (т. е. при любых начальных условиях $\Lambda(0), \varepsilon(0)$) инвариантным множеством системы (3), (4). Соответствующие выкладки и рассуждения, аналогичные описанным выше, позволяют получить для искомого закона управления ориентацией следующие выражения:

$$\mathbf{M}_C = \begin{cases} \alpha \mathbf{B}^T(\Lambda) \Lambda_S (\Lambda_S^\tau \Lambda) - \mathbf{K}(\varepsilon - \varepsilon_S) - \mu \mathbf{M}_G - \mathbf{M}_R \\ \quad \text{при } \delta(\Lambda, \varepsilon) \neq 0; \\ \alpha \mathbf{B}^T(\Lambda) \Lambda_S \text{sign} \Lambda_S^\tau \Lambda - \mathbf{M}_R \\ \quad \text{при } \delta(\Lambda, \varepsilon) = 0, \end{cases} \quad (25)$$

где

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}^T > 0, \quad 0 \leq \mu \leq 1, \\ \delta(\Lambda, \varepsilon) = \|\varepsilon - \varepsilon_S\| + |\Lambda_S^\tau \Lambda|.$$

При этом утверждение 1 справедливо и для закона управления (25).

В работах [2, 18] задача синтеза законов управления ориентацией КА решалась с непосредственным использованием теоремы Ляпунова об устойчивости решения (одноточечного инвариантного множества) дифференциальных уравнений. При этом использовалась положительно определенная (относительно точки $\Lambda = \Lambda_S, \varepsilon = \varepsilon_S$) ФЛ вида

$$\begin{aligned} V_4(\Lambda, \varepsilon) = & \alpha(\Lambda - \Lambda_S)^T(\Lambda - \Lambda_S) + \\ & + 0.5(\varepsilon - \varepsilon_S)^T \mathbf{R}(\varepsilon - \varepsilon_S) \end{aligned} \quad (26)$$

с $\alpha = 1$, $\Lambda_S^\tau = (1, 0, 0, 0)$, $\mathbf{R} = \rho_1 J^2 + \rho_2 J$, $\rho_1 \geq 0$, $\rho_2 \geq 0$, $\rho_1^2 + \rho_2^2 > 0$, $\varepsilon_S = 0$ и $\varepsilon = \omega$. Последнее (т. е. $\varepsilon = \omega$) означает, что рассматривалась ориентация КА относительно ИСК. Вычисляя производную ФЛ (26) с $\mathbf{R} = \mathbf{J}$ в силу системы (3), (4) и выбирая закон управления $\mathbf{M} = \mathbf{M}_C$ в виде

$$\mathbf{M}_C = \alpha \mathbf{B}^T(\Lambda) \Lambda_S - \mathbf{K}(\varepsilon - \varepsilon_S) - \mu \mathbf{M}_G - \mathbf{M}_R, \quad (27)$$

где $\alpha > 0$, $0 \leq \mu \leq 1$ и $\mathbf{K} = \mathbf{K}^T > 0$ получим

$$\dot{V}_4(\Lambda, \varepsilon) = -(\varepsilon - \varepsilon_S)^T \mathbf{K}(\varepsilon - \varepsilon_S).$$

Функция $\dot{V}_4(\Lambda, \varepsilon)$ является отрицательной знакопостоянной относительно точки $\Lambda = \Lambda_S, \varepsilon = \varepsilon_S$ и обращается в нуль на множестве $\varepsilon = \varepsilon_S, \Lambda = \beta \Lambda_S$, $|\beta| \geq 0$, содержащем целые траектории системы (3), (4). Поэтому решение $\Lambda(t) = \Lambda_S, \varepsilon(t) = \varepsilon_S$ этой

системы устойчиво по Ляпунову. Для начальных условий с $\|\Lambda(0)\| = 1$ система (3), (4) наряду с решением $\Lambda(t) \equiv \Lambda_s$, $\varepsilon(t) \equiv \varepsilon_s$ будет иметь стационарную точку $\Lambda(t) \equiv -\Lambda_s$, $\varepsilon(t) \equiv \varepsilon_s$. При этом вторая из этих точек является неустойчивой, и для решений (3), (4) с начальными условиями $\Lambda(0) \neq -\Lambda_s$ выполняются предельные соотношения $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$, $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$ при $t \rightarrow \infty$. Как отмечалось выше, кватернионам $\Lambda = \pm \Lambda_s$ соответствует одна и та же ориентация КА. Из описанных выше свойств решений системы (3), (4) с законом управления (27) следует, что из любого положения $\Lambda \neq \Lambda_s$, $\varepsilon = \varepsilon_s$, сколь угодно мало отличающегося от ориентированного положения с $\Lambda(t) = -\Lambda_s$, $\varepsilon(t) = \varepsilon_s$, КА только после совершения полного оборота перейдет в ориентированное положение, определяемое устойчивым решением $\Lambda(t) \equiv \Lambda_s$, $\varepsilon(t) \equiv \varepsilon_s$. Так как стационарная точка $\Lambda(t) \equiv -\Lambda_s$, $\varepsilon(t) \equiv \varepsilon_s$ также соответствует требуемой ориентации КА, то очевидно, что утверждение 1 остается справедливым и для закона управления (27).

Отмеченный недостаток закона управления (27), а также и законов управления [2], полученных на основе положительно определенных относительно точки $\Lambda = \Lambda_s$, $\varepsilon = \varepsilon_s$ фазового пространства (ФП) системы (3), (4) ФЛ вида (26), устранен в предложенных выше законах управления. Для их получения использовались ФЛ $V_i(\Lambda, \varepsilon)$, $i = 1, 2, 3$, положительно определенные относительно соответствующих множеств в ФП системы (3), (4). Так, для получения законов управления (14) и (22) использовались ФЛ $V_i(\Lambda, \varepsilon)$, $i = 1, 2$, представляющие собой кратчайшие расстояния от точек Λ, ε ФП с $\varepsilon = \varepsilon_s$ до множества $\Lambda = \pm \Lambda_s$, $\varepsilon = \varepsilon_s$. Поэтому из условий $V_i(\Lambda, \varepsilon) \leq 0$, $i = 1, 2$ следует, что при $\varepsilon = \varepsilon_s$ и произвольном $\Lambda(0)$, $\|\Lambda(0)\| = 1$ система (3), (4) переходит в устойчивое состояние к ближайшей из точек $\Lambda = \pm \Lambda_s$, $\|\Lambda_s\| = 1$.

Это свойство законов управления (14), (22), а также и (25), обеспечивается входящими в них функциями $\text{sign}\sigma$ и σ , $\sigma = \Lambda_s^\top \Lambda$. Аналогичным свойством обладает и закон управления ориентацией КА относительно инерциальной системы координат, предложенный в [12] для $\Lambda_s^\top = (1, 0, 0, 0)$. В этот закон также входит функция $\text{sign}\sigma$, $\sigma = \lambda_0$. В законе же управления (27) такая функция отсутствует.

Очевидно, что в законах управления (14), (25) и (27) вместо постоянной матрицы K может использоваться матричная функция $K = K(\Lambda, \varepsilon)$. Эта функция должна удовлетворять условию положительной определенности $K(\Lambda, \varepsilon) > K_0$, где K_0 —

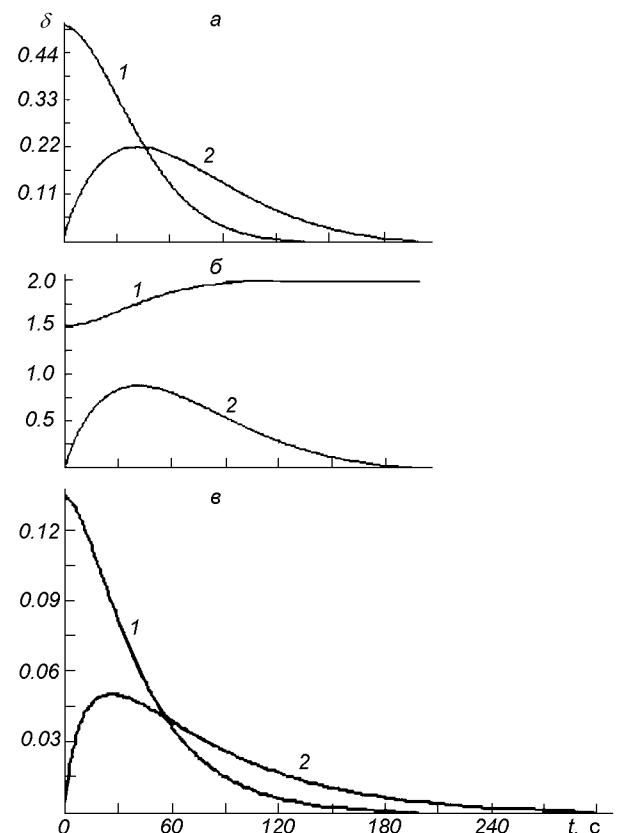


Рис. 1. Переходные процессы в системе с законом управления (14): *a* — $m = 10$ с, *б* — $m = 40$ с, *в* — $m = 5$ с. Кривые 1, 2 — функции δ_1 и δ_2 соответственно (см. текст)

постоянная матрица $K_0 = K_0^\top > 0$.

Эффективность предложенных законов управления ориентацией КА иллюстрируется с помощью компьютерного моделирования. Как и в работе [2], предполагается, что матрица моментов инерции

$$J = \begin{pmatrix} 1200 & 100 & -200 \\ 100 & 2200 & 300 \\ -200 & 300 & 3100 \end{pmatrix} (\text{кг} \cdot \text{м}^2).$$

Предполагается, что орбитальная угловая скорость $e = \pi/2700 \text{ с}^{-1}$, что соответствует круговой орбите с периодом обращения 90 мин. Начальная угловая скорость КА соответствует $\varepsilon^\top(0) = (0, 0, 0)$. Система уравнений (1), (2) интегрировалась методом Рунге—Кутта четвертого порядка точности с шагом $\Delta t = 0.05$ с. В целях визуализации процессов установления заданных ориентаций КА и оценивания их качества на приведенных рис. 1—2 представлены графики функций $\delta_1(t) = 1 - \Lambda_s^\top \Lambda(t)$ (кривые 1) и $\delta_2(t) = m \|\varepsilon(t) - \varepsilon_s\|$ (кривые 2). Очевидно, что ориентированному положению КА, при котором $\Lambda = \pm \Lambda_s$, соответствуют значения

$\delta_1(t) = 0$ или $\delta_1(t) = 2$. Масштабный коэффициент m , имеющий размерность времени, введен для наглядности представления на одном рисунке графиков функций с существенно разными диапазонами изменения своих значений.

Пример 1. В этом примере моделировался закон управления (14) с $\alpha = 5$, $\mu = 1$, $K = \text{diag}\{150, 150, 150\}$ и $\Lambda_s^t = (1, 0, 0, 0)$. При этом установившейся угловой скорости ω_s КА соответствует вектор $\varepsilon_s = 0$ ($\omega_s = \varepsilon_s - b = -b$). Начальные условия полагались равными $\Lambda_1^t = (1/2, 0, 0, \sqrt{3}/2)$ и $\Lambda_2(0) = -\Lambda_1(0)$, что соответствует поворотам КА относительно совпадающих друг с другом осей Oz_0 и Oz на углы $\theta_1 = 60^\circ$ и $\theta_2 = -300^\circ$ (см. формулы (2') для параметров Родрига—Гамильтона λ_i , $i = 0, 1, 2, 3$). Графики функций $\delta_1(t)$ и $\delta_2(t)$ с $m = 10$ с, построенные для начального условия $\Lambda_1(0)$, представлены на рис. 1, а; графики тех же функций с $m = 40$ с, построенные для начального условия $\Lambda_2(0)$, представлены на рис. 1, б. Из указанных рисунков видно, что в зависимости от начальных условий КА приходит к режиму ориентации $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$ (при $\Lambda_1(0)$) или $\Lambda(t) \rightarrow -\Lambda_s$ (при $\Lambda_2(0)$) и $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$ по кратчайшему пути (к углам $\theta_s = 0^\circ$ или $\theta_s = -360^\circ$) соответственно.

Пример 2. В примере также моделировался закон управления (14) с параметрами $\alpha = 5$, $\mu = 1$, $K = \text{diag}\{200, 200, 200\}$ и $\Lambda_s^t = (\sqrt{3}/2, \sqrt{3}/6, \sqrt{3}/6, \sqrt{3}/6)$. Этому значению Λ_s соответствует вычисленный по формуле (8) вектор $\varepsilon_s^t = (e/3, -2e/3, e/3)$ и $\omega_s^t = \varepsilon_s^t - b^t = (e/3, -2e/3, -2e/3)$. Начальное значение $\Lambda(0)$ полагалось равным $\Lambda^t(0) = (1, 0, 0, 0)$. Графики функций $\delta_1(t)$ и $\delta_2(t)$ с $m = 5$ с, иллюстрирующие процесс установления режима ориентации $\Lambda(t) \rightarrow \Lambda_s$ и $\varepsilon(t) \rightarrow \varepsilon_s$ показаны на рис. 1, в.

Для исследования чувствительности закона управления (14) к отличию фактической орбитальной угловой скорости e от ее расчетного значения моделировался также процесс управления ориентацией КА для случая, когда в (14) использовалось значение $\varepsilon_s = 0$, соответствующее расчетному значению орбитальной угловой скорости, равному нулю. Построенные для этого случая графики функций $\delta_1(t)$ и $\delta_2(t)$ с $m = 5$ с по своему виду не отличались от показанных на рис. 1, в, и ориентация КА в установившемся режиме (при выбранном масштабе построения графиков) совпадает с заданной $\Lambda(t) = \Lambda_s$, $\varepsilon(t) = \varepsilon_s$. Отсюда следует, что закон управления (14) обладает свойством нечувствительности к нарушению априорных предположений

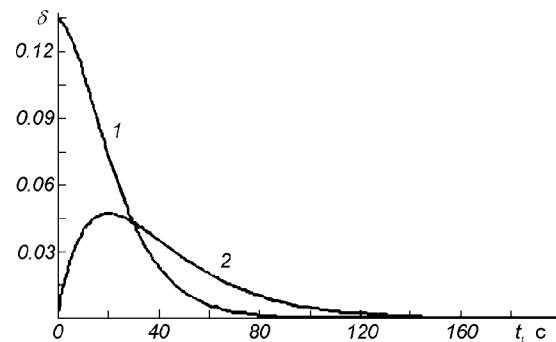


Рис. 2. Переходные процессы в системе с законом управления (22)

об объекте управления, а именно, к отклонению фактической орбитальной скорости e от используемой в этом законе расчетной. Указанное свойство закона управления (14), вообще говоря, позволяет использовать его для управления ориентацией КА не только на круговых, но и на эллиптических орбитах, для которых орбитальная угловая скорость является периодической функцией времени.

Было проведено исследование нечувствительности закона управления (14) к ошибкам в задании матрицы инерции J . По аналогии с [2], вместо матрицы инерции J , входящей в уравнение (2), в законе управления при моделировании использовалась матрица J' , составленная из диагональных элементов J , т. е. $J' = \text{diag}\{1200, 2200, 3100\}$. При этом графики функций $\delta_1(t)$ и $\delta_2(t)$ с $m = 5$ с имели вид, аналогичный показанным на рис. 1, в, и ориентация КА в установившемся режиме также соответствовала заданной.

Пример 3. Моделировался закон управления (22) с $\tau = 10$ с, $K = \text{diag}\{0.05, 0.05, 0.05\}$, $\Lambda_s^t = (\sqrt{3}/2, \sqrt{3}/6, \sqrt{3}/6, \sqrt{3}/6)$ при $\Lambda^t(0) = (1, 0, 0, 0)$. Заметим, что хотя данное значение Λ_s не соответствует априорному предположению о виде задаваемых кватернионов ($\Lambda_s^t = (\lambda_{0s}, 0, 0, \lambda_{3s})$), при котором был получен закон (22), из приведенных на рис. 2 графиков функций $\delta_1(t)$ и $\delta_2(t)$ с $m = 2.5$ с видно, что установившаяся ориентация КА соответствует заданной и в этом случае.

Таким образом, результаты компьютерного моделирования проиллюстрировали эффективность предложенных алгоритмов управления, важную с практической точки зрения их нечувствительность к несоответствию между «истинными» свойствами объекта управления и свойствами его математической модели (робастность).

Работа выполнена при поддержке Украинского научно-технологического центра, проект 548.

1. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1973.—320 с.
2. Ви Б., Уэйс Х., Эрпостасис Э. Управление поворотом космического аппарата вокруг собственной оси с обратной связью по компонентам кватерниона // Аэрокосмическая техника.—1990.—№ 3.—С. 3—11.
3. Волосов В. В. Об управлении ориентацией космического аппарата в орбитальной системе координат с использованием эллипсоидальных оценок его вектора состояния // Пробл. управления и информатики.—1998.—№ 5.—С. 31—41.
4. Гантмахер Ф. Р. Теория матриц. — М.: Наука, 1967.—575 с.
5. Демидович Б. П. Лекции по математической теории устойчивости. — М.: Наука, 1967.—472 с.
6. Ефимов Н. В., Розендорн Е. А. Линейная алгебра и многомерная геометрия. — М.: Наука, 1970.—528 с.
7. Зубов В. И. Устойчивость движения. — М.: Высшая школа, 1973.—272 с.
8. Кошляков В. Н. Задачи динамики твердого тела и прикладной теории гироскопов. — М.: Наука, 1985.—288 с.
9. Красовский Н. Н. Некоторые задачи об устойчивости движения. — М.: Физматгиз, 1959.—211 с.
10. Красовский Н. Н. Обобщение теорем второго метода метода Ляпунова // Малкин И. Г. Теория устойчивости движения. — М.: Наука, 1966.—С. 463—467.
11. Ла-Салль Ж., Левшец С. Исследование устойчивости прямым методом Ляпунова. — М.: Мир, 1964.—168 с.
12. Лебедев Д. В. Управление ориентацией твердого тела с использованием параметров Родрига—Гамильтона // Автоматика.—1974.—№ 4.—С. 29—32.
13. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И., Штепа Ю. П. Магнитная система управления угловым движением микроспутника // Космічна наука і технологія.—1996.—2, № 5—6.—С. 17—25.
14. Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н. Управление ориентацией космических аппаратов. — М.: Наука, 1974.—600 с.
15. Розенфельд Б. А. Многомерные пространства. — М.: Наука, 1966.—647 с.
16. Филимонов А. Б., Филимонов Н. Б. Негладкий анализ и синтез систем регулирования на основе прямого метода Ляпунова // Приборостроение.—1994.—37, № 7—8.—С. 5—15.
17. Филиппов А. Ф. Дифференциальные уравнения с разрывной правой частью. — М.: Наука, 1985.—224 с.
18. Mortensen R. E. A globally stable linear attitude regulator // Internat. J. Control.—1968.—8, № 3.—Р. 297—302.

SYNTHESIS OF SPACECRAFT ATTITUDE CONTROL ALGORITHMS USING QUATERNIONS

V. V. Volosov and L. I. Tyutynnik

The problem are solved in the synthesis of algorithms for spacecraft attitude control relative to orbital and inertial bases. The known generalizations of the direct Lyapunov method to the investigation of the stability of invariant sets of dynamic systems are used to solve the above problems. The efficiency of the algorithms obtained is illustrated by computer modelling of attitude system dynamics in whose loops these algorithms are used.

УДК 629.07.54

О погрешности построения вертикали при старте носителей

В. В. Каракун, Е. Р. Потапова, В. Н. Мельник

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Надійшла до редакції 08.06.99

Аналізується вплив акустичного випромінювання з боку рушійних установок на похибки гірографічного горизонту, зокрема його дія на рідинний маятниковий перемикач системи корекції гірографонту.

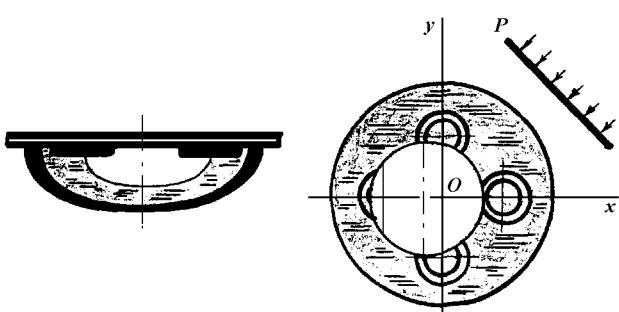
Анализ поведения бортовой аппаратуры ракет-носителей показал, что возникающие при старте акустические воздействия со стороны ракетных двигателей оказывают существенное влияние на погрешность приборов управления и навигационного оборудования командно-измерительного комплекса. Наиболее опасными являются звуковые поля интенсивностью выше 160 дБ. В некоторых случаях они могут даже стать определяющими с точки зрения работоспособности приборов. Актуальность рассматриваемой задачи обусловлена также и тем, что оценка параметров траектории полета широкого класса космических аппаратов проводится уже непосредственно на борту ракеты-носителя и потому вопросы точности построения опорной системы координат, связанной с носителем, приобретают исключительную важность.

Утверждение о наибольшей уязвимости некорректируемых систем, по сравнению с корректируемыми, как оказалось, нуждается в переосмыслении и более детальном подтверждении. Действительно, чувствительные элементы систем коррекции, например маятниковые, подвержены влиянию акустического излучения не менее чем некорректируемые приборы в целом. Таким образом, корректируемые системы также нуждаются в «акустическом комфорте».

Как пример рассмотрим поведение построителя вертикали на базе гирогоризонта со смешанной

© В. В. Каракун, Е. Р. Потапова, В. Н. Мельник, 1999

коррекцией, использующего в качестве чувствительного элемента жидкостный маятниковый переключатель (ЖМП), который представляет небольшой медный резервуар, залитый токопроводящей жидкостью. На корпус резервуара подается переменное напряжение 36 (40) вольт частотой 400 Гц. В верхней крышке баллона, нижняя поверхность которой выполнена сферической, находятся четыре токосъемных контакта (рисунок). Жидкость занимает баллон лишь частично, оставляя заполненный инертным газом пузырек. В положении равновесия, при вертикальной ориентации оси фигуры гирографона, пузырек поровну перекрывает все четыре контакта, и токи, текущие через них, равны друг другу [1]. ЖМП крепится к внутренней рамке



Жидкостный маятниковый переключатель системы коррекции гирогоризонта

гироскопа. Рассмотренная схема нашла широкое применение, в частности, в различных конструкциях гирогоризонтов и датчиков кренов (АГИ, АГБ и др.).

Проанализируем влияние акустического излучения на чувствительный элемент системы коррекции — жидкостный маятниковый переключатель.

Очевидно, что возмущенное движение пузырька ЖМП будет происходить в сторону распространяющейся волны давления и в итоге приведет к замыканию той или иной пары контактов, что приведет к ложному включению системы коррекции и погрешности построения вертикали места.

Определим перемещение пузырька как тела произвольной формы, поверхность которого упругодеформируемая. Проведем оценку степени влияния деформации поверхности и не зависящих от времени свойств жидкости, например вязкости, на величину предельного перемещения пузырька. Силой молекулярного сцепления с внутренней поверхностью резервуара ЖМП в первом приближении будем пренебрегать. Предположений о форме волны делать не будем.

Линейность задачи позволяет представить дифференциальные уравнения движения пузырька в проекциях на его главные центральные оси инерции в виде

$$M_{ii} \ddot{U}_{*i} + b \dot{U}_{*i} + c_i U_{*i} + Q_i = P_i, \quad i = 1, 2, \dots, 6, \quad (1)$$

где M_{ii} — масса (либо момент инерции в случае углового перемещения) пузырька как тела произвольной деформируемой формы, \ddot{U}_{*i} ускорения (линейные или угловые) движения пузырька, b , c_i — соответственно приведенные коэффициенты вязкого и упругого сопротивления, Q_i — дополнительные силы взаимодействия поверхности пузырька с жидкостью ЖМП, вызванные ее деформацией, P_i — силы, с которыми распространяющаяся в среде акустическая волна воздействует на абсолютно твердую поверхность пузырька. Силы Q_i ($i = x, y$) определяются выражением

$$Q_i = \iint_S q(x, y, t) \cdot \tau_i(x, y) dS, \quad (2)$$

где q — давление, вызванное смещением пузырька, τ_i — орт соответствующей оси ординат, x, y — координаты на поверхности пузырька, t — время; S — поверхность пузырька, точкой обозначено скалярное произведение векторов. Зависимость обобщенной силы Q_i от перемещения поверхности может быть выражена в явном виде, для чего достаточно представить перемещение поверхности пузырька в следующей форме:

$$W(x, y, t) = \sum_k U_k(t) V_k(x, y), \quad k = 1, 2, \dots, \quad (3)$$

где $V_k(x, y)$ — достаточно полная система векторных функций, причем при $k = 1, \dots, 6$ эти функции совпадают с определенными выше τ_i , т. е. соответствуют перемещениям поверхности пузырька в целом, а остальные ($k = 7, 8, \dots$) выражают деформации поверхности, $U_k(t)$ — обобщенная координата. Очевидно, что при отсутствии деформаций $U_k = U_{*i}$ для $k = 1, \dots, 6$ и $U_k = 0$ для $k = 7, 8, \dots$

Пусть под действием акустической волны давления пузырек ЖМП перемещается (или деформируется его поверхность) так, что обобщенная координата U_k увеличивается с единичной скоростью, т. е.

$$\dot{U}_k \Big|_{t>0} = 1, \quad U_k \Big|_{t<0} = 1, \quad U_m \Big|_{m \neq k} = 1.$$

При этом на поверхности пузырька возникает давление с составляющими по всем направлениям τ_i . Соотношение (2) обозначает обобщенную силу $F_{ik}(t)$, соответствующую этим условиям. Ввиду линейности задачи обобщенная сила $Q_i(t)$, возникающая при произвольном смещении поверхности пузырька, определится равенством, непосредственно вытекающим из принципа суперпозиции

$$Q_i(t) = \sum_k Q_{ik}(t) = \sum_k \int_0^t F_{ik}(t - \tau) \ddot{U}_k(\tau) d\tau. \quad (4)$$

Здесь и далее предполагалось, что $U_k \Big|_{t \leq 0} = 0$, а \ddot{U}_k может содержать импульсные функции (в частности, если $\lim_{t \rightarrow 0} U_k \neq 0$).

Зависимость обобщенных сил P_i от параметров волны давления также может быть представлена при помощи функций F_{ik} . Получить такую зависимость позволяет представление движения части жидкости ЖМП, мысленно ограниченной поверхностью пузырька. Динамическое равновесие полученного таким образом фиктивного «тела» можно также описать уравнениями, аналогичными (1). Если при этом фиктивное тело расположено на месте изучаемого пузырька, а его динамическое равновесие рассматривается относительно выбранных выше осей, то составляющие внешнего воздействия на несмещаемую поверхность пузырька и функции F_{ik} для фиктивного тела будут теми же, что и для исследуемого, поэтому уравнения будут иметь вид

$$P_i = \sum_n M_{ni}^\Phi \ddot{U}_{*n} + \\ + \sum_k \int_0^t F_{ik}(t - \tau) \ddot{U}_k^\Phi(\tau) d\tau + b_n \dot{U}_{*n} + c_n U_{*n}, \quad (5)$$

где M_{ni}^{∞} — масса (статический момент, момент инерции фиктивного тела относительно указанных осей), индекс ф означает принадлежность к фиктивному телу. Предполагается, что пузырек не отделен от среды — если он находится в реальной жидкости, то перемещения среды на поверхности пузырька совпадают с его перемещениями, если же жидкость идеальная, то это относится к нормальным составляющим перемещений. Момент сил инерции представлен здесь суммой моментов, возникающих вследствие обобщенных перемещений U_{*n}^{ϕ} как при $n = i$, так и при $n \neq i$, поскольку оси, относительно которых рассматривается динамическое равновесие фиктивного тела, вообще говоря, не являются для него главными центральными осями инерции.

Фиктивное тело не вносит возмущений в распространяющуюся по жидкой среде волну. Поэтому, необходимые данные о его смещении (U_k^{ϕ} , U_{*n}^{ϕ}) могут быть получены интегрированием соответствующим образом спроектированных смещений жидкой среды по поверхности и объему пузырька. Таким образом, уравнения (5) можно рассматривать как равенства, определяющие силы P_i .

На основании соотношений (4), (5) уравнения (1) движения пузырька могут быть записаны в виде интегродифференциальных зависимостей

$$\begin{aligned} M_{ii}\ddot{U}_{*i} + \sum_k \int_0^t F_{ik}(t-\tau)\ddot{U}_k(\tau)d\tau + b_i \dot{U}_{*i} + c_i U_{*i} &= \\ = \sum_n M_{ni}^{\phi} \ddot{U}_{*n}^{\phi} + \sum_k \int_0^t F_{ik}(t-\tau)\ddot{U}_k^{\phi}(\tau)d\tau + b_n \dot{U}_{*n}^{\phi} + c_n U_{*n}^{\phi}. \end{aligned} \quad (6)$$

В уравнениях (6) предполагается отсутствие взаимодействия пузырька с внутренней поверхностью ЖМП и контактами (вследствие, например, смачиваемости). Результирующее взаимодействие выражено силой упругости и силой вязкого сопротивления с приведенными коэффициентами жесткости c_i и демпфирования b_i . В действительности это взаимодействие носит более сложный характер. Однако при линейной постановке задачи можно ограничиться таким представлением сил.

Анализ уравнений (6) позволяет сделать некоторые выводы о величине окончательных (пределных) перемещениях пузырька и на основании этого судить о систематической составляющей погрешности выставки вертикали места при старте ракет-носителей.

Преобразование Лапласа приводит это выражение к виду [2]

$$M_{ii} p^2 \ddot{U}_{*i}^+ + \sum_k F_{ik}^+ p^2 U_k^+ + b_i p U_{*i}^+ + c_i U_{*i}^+ =$$

$$= \sum_n M_{ni}^{\phi} p^2 U_{*n}^{\phi+} + \sum_k F_{ik}^+ p^2 U_k^{\phi+} + b_n p U_{*n}^+ + c_n U_{*n}^+, \quad (7)$$

где смысл индекса «+» и параметра p вытекает из соотношения

$$\int_0^\infty \Phi(t) \exp(-pt) dt = \Phi^+(p).$$

Чтобы из уравнений (7) определить величины окончательных перемещений пузырька ЖМП, достаточно воспользоваться формулой

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \Phi(t) = \Phi_\infty = \lim_{p \rightarrow 0} p \Phi'(p), \quad (8)$$

справедливой для случая существования предела в ее левой части (не обязательно ограниченного), а также выполнения условия

$$[\lim_{t \rightarrow \infty} \Phi(t) \exp(-p)]_{p>0} = 0.$$

Если предположить, что волна внешнего акустического давления ограничена во времени (или затухает), а жидкая среда безгранична, то можно утверждать, что перемещения пузырька будут удовлетворять этим условиям. Действительно, излучение волн возмущений при колебаниях пузырька в безграничной среде вызовет затухание колебаний. Поэтому, если колебания пузырька и будут иметь место, то с прекращением действия акустического излучения они должны затухать, и следовательно, перемещения пузырька будут стремиться к пределу. Кроме того, оговоренное выше условие ограниченности внешнего звукового воздействия исключает экспоненциальное увеличение перемещений пузырька при $t \rightarrow \infty$ [2].

Характер взаимосвязи окончательных перемещений пузырька с окончательными перемещениями фиктивного тела (перемещений жидкости в отсутствие пузырька), как следует из соотношений (6), существенным образом зависит от поведения функций $[F_{ik}^+(p)]_{p \rightarrow 0}$, или, что то же самое, от поведения функций $[F_{ik}(t)]_{t \rightarrow \infty}$.

Функции F_{ik} , в зависимости от свойств жидкости (безграничной), можно классифицировать следующим образом.

Идеальная (без учета вязкости) жидкость. Если $t \gg 0$, то пузырек движется либо деформируется в безграничной жидкости с единичной скоростью $U_k = 1$ ($[U_k]_{t \rightarrow 0} = 0$) и по прошествии достаточно длительного времени, когда обтекание установится, сжимаемость жидкости уже не будет влиять на поле скоростей в достаточно большой окрестности пузырька, и количество движения жидкости будет характеризоваться присоединенными массами m_{ik} .

Движение жидкости создается силами F_{ik} при $\dot{U}_k = 1$. Поэтому количество движения при $t \rightarrow \infty$ будет равно m_{ik} , так как

$$m_{ik} \dot{U}_k(t) \Big|_{t \rightarrow \infty} = m_{ik} \cdot 1 = m_{ik}.$$

Таким образом, в случае идеальной жидкости

$$\lim_{p \rightarrow 0} F_{ik}^+(p) = \int_0^\infty F_{ik}(\tau) d\tau = m_{ik}. \quad (9)$$

Реальная жидкость. Равномерное движение в реальной жидкости будет встречать сопротивление трения α_{ik} , поэтому

$$\lim_{t \rightarrow \infty} F_{ik}(t) = \alpha_{ik}. \quad (10)$$

Можно утверждать, что $\alpha_{ii} > 0$. Кроме того, очевидно, что все величины сопротивления α_{ik} ограничены.

Теперь можно рассмотреть предельные, т. е. при $p \rightarrow 0$, соотношения, вытекающие из системы (7). Для рассмотренных выше двух случаев состояния среды предельные соотношения, например для свободного от закреплений пузырька, будут иметь вид:

- идеальная жидкость

$$\begin{aligned} M_{ii} U_{i\infty} + \sum_{k=1}^6 m_{ik} U_{k\infty} + [M_{ii}(U_{*i\infty} - U_{i\infty}) + \\ + \left[\sum_{k=7}^\infty m_{ik} U_{k\infty} \right]] = \sum_n M_{ni}^\Phi U_{n\infty}^\Phi + \sum_{k=1}^6 m_{ik} U_{i\infty}^\Phi + \\ + \left[\sum_n M_{ni}^\Phi (U_{*n\infty}^\Phi - U_{n\infty}^\Phi) \right] + \left[\sum_{k=7}^\infty m_{ik} U_{k\infty}^\Phi \right]; \end{aligned} \quad (11)$$

— реальная жидкость

$$\sum_{k=1}^6 \alpha_{ik} U_{k\infty} + \left[\sum_{k=7}^\infty \alpha_{ik} U_{k\infty} \right] = \sum_{k=1}^6 \alpha_{ik} U_{k\infty}^\Phi + \left[\sum_{k=7}^\infty \alpha_{ik} U_{k\infty}^\Phi \right]. \quad (12)$$

В этих формулах члены в квадратных скобках соответствуют остаточным деформациям пузырька (в левых частях уравнений) и фиктивного тела (в правых).

Анализ полученных результатов показывает, что упругие деформации не влияют на окончательные перемещения пузырька, так как величины M_{ii} , m_{ik} и α_{ik} ограниченные, а остаточные деформации равны нулю, вследствие чего равны нулю и члены, им соответствующие.

Вышеизложенное продемонстрируем примером. Пусть пузырек массы M перемещается внутри ЖМП под воздействием внешнего акустического излучения. Для простоты положим жидкость реаль-

ной, несжимаемой, а перемещение пузырька — происходящим только вдоль одной координатной оси. Функции, определяющие перемещение жидкой среды и ее взаимодействие с пузырьком, пусть будут вида

$$F = m\delta_1(t) + \alpha, \quad \dot{U}_*^\Phi = \dot{U}^\Phi = \delta_0(t) - \delta_0(t-1),$$

где m — присоединенная масса, α — коэффициент трения о среду, $\delta_1(t)$ — дельта-функция Дирака, представляющая мгновенное значение импульса возмущения.

Тогда из уравнений (7) получаем дифференциальное уравнение движения пузырька:

$$\begin{aligned} M\ddot{U}(t) + b\dot{U}(t) + c_1 U(t) + \\ + \int_0^t [m\delta_1(t-\tau) + \alpha] \ddot{U}(\tau) d\tau = \\ = M^0 [\delta_1(t) - \delta_1(t-1)] + \\ + \int_0^t [m\delta_1(t-\tau) + \alpha] [\delta_1(\tau) - \delta_1(t-1)] d\tau, \end{aligned} \quad (13)$$

где M^0 — масса вытесненной пузырьком жидкости.

Уравнение (13) запишем в виде

$$\begin{aligned} M\ddot{U} + b\dot{U} + c_1 U + m\ddot{U} + \alpha\dot{U} = \\ = (M^0 + m)[\delta_1(t) - \delta_1(t-1)] + \\ + \alpha[\delta_0(t) - \delta_0(t-1)], \end{aligned} \quad (14)$$

где $\delta_0(t)$ единичная функция Хевисайда. Применив одностороннее преобразование Лапласа, уравнение (14) запишем в операторной форме:

$$\begin{aligned} (M + m)p^2 U + (\alpha + b)pU + c_1 U = \\ = (M^0 + m)[1 - \exp(-p)] + \alpha p^{-1}[1 - \exp(-p)]. \end{aligned}$$

Отсюда можно найти $U(p)$ и, переходя к оригиналу, установить закон движения пузырька ЖМП под воздействием акустической волны:

$$\begin{aligned} U(t) = \frac{1}{\omega} \exp(-\nu t) \left(\frac{M^0 + m}{M + m} - \frac{\alpha\nu}{c_1} \right) \times \\ \times [\sin\omega t - \exp\nu\sin\omega(t-1)] - \\ - \frac{\alpha}{c_1} \exp(-\nu t) [\cos\omega t - \exp\nu\cos\omega(t-1)] + \\ + \frac{\alpha}{c_1} [\delta_0(t) - \delta_0(t-1)], \end{aligned} \quad (15)$$

где

$$\omega^2 = \frac{c_1}{M + m} - \nu^2, \quad \nu = \frac{\alpha + b}{2(M + m)}.$$

Величины предельных перемещений для нескольких расчетных моделей будут такими:

— с учетом упругих и демпфирующих свойств многофазной структуры ЖМП

$$U_{\infty} = \lim_{t \rightarrow \infty} U(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{\alpha}{c_1} [\delta_0(t) - \delta_0(t-1)] = \frac{\alpha}{c_1},$$

— с учетом только демпфирующих свойств

$$U_{\infty} = \lim_{t \rightarrow \infty} U(t) = \frac{\alpha}{\alpha + b},$$

— с учетом только упругих свойств

$$U_{\infty} = \lim_{t \rightarrow \infty} U(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{\alpha}{c_1} [\delta_0(t) - \delta_0(t-1)] = \frac{\alpha}{c_1},$$

— с учетом только трения пузырька о жидкую среду

$$U_{\infty} = \lim_{t \rightarrow \infty} U(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{M^0 + m}{M + m},$$

при $\nu_1 T \ll 1$ ($1 \leq t \leq T$). Здесь $\nu_1 = \alpha / (M + m)$. В правых частях этих формул значение предельного перемещения частиц жидкости при $t \geq 1$ равняется единице, т. е. имеет место равенство

$$M_{\infty}^{\phi} = 1.$$

Таким образом, перемещаясь в сторону распространяющейся волн давления, пузырек нарушает равновесие токов в обмотках коррекционных механизмов, и ось фигуры будет отслеживаться в сторо-

ну ложной вертикали. Причем, работая на постоянной части характеристики, ЖМП будет заставлять прецессировать ротор гироскопа в продолжение всего времени действия внешнего акустического давления, т. е. до тех пор, пока ракета-носитель не оторвется от стартовой площадки и не будет находиться на такой высоте, когда уровень акустического излучения уменьшится до номинальной величины 130—150 дБ и приборы управления станут инвариантными к его воздействию. В этом случае система коррекции станет возвращать ось фигуры гирогоризонта в положение истинной вертикали.

1. Данилин В. П. Гироскопические приборы. — М.: Высшая школа., 1965.—539 с.
2. Каракун В. В., Мартыненко В. С. О перемещении абсолютно твердой оболочки под воздействием внешней акустической волны давления // Докл. АН УССР.—1991.—№ 3.—С. 48—51.

ON THE FAULT IN CONSTRUCTING THE VERTICAL IN ROCKET LAUNCH

V. V. Karachun, E. R. Potapova, and V. N. Mel'nik

We analyze the influence of the acoustic radiation from rocket engines on the faults of gyroscope horizon, and on the liquid pendulum switch of the horizon correction system, in particular.

УДК 528.2:629.78+528.516

Перманентна GPS-станція Голосіїв (GLSV):
спостереження у 1998 році

О. О. Хода

Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

Надійшла до редакції 25.09.99

Наведені загальна інформація про перманентну GPS-станцію Голосіїв та результати спостережень на цій станції у 1998 р.

ВСТУП

Станція Голосіїв — перша українська перманентна GPS-станція — розташована на південній окраїні Києва на території Головної астрономічної обсерваторії НАН України (ГАО). Спостереження у перманентному режимі розпочалися 16 грудня 1997 р. Навесні 1998 р. станція Голосіїв була включена до мереж IGS (Міжнародної служби GPS) та EUREF (Європейської опорної координатної мережі). Загальна інформація про станцію наведена у табл. 1.

Таблиця 1. Загальна інформація про перманентну GPS-станцію Голосіїв

Назва станції	Голосіїв / Golosiv
Ідентифікатор	GLSV
Номер DOMES	12356M001
Розташування	ГАО НАН України, Київ
Носій координат	Перетин верхньої поверхні сталевого стовпа, що знаходитьться на даху головного офісу обсерваторії, з його вертикальною віссю
Дата встановлення	16 грудня 1997 р.

ОБЛАДНАННЯ СТАНЦІЇ

До обладнання перманентної станції Голосіїв (рис. 1) входять:

- двохчастотний GPS-приймач Trimble 4000SSI (12+12 каналів);
- GPS-антена TRM 29659.00 (дизайн Choke Ring);

© О. О. Хода, 1999

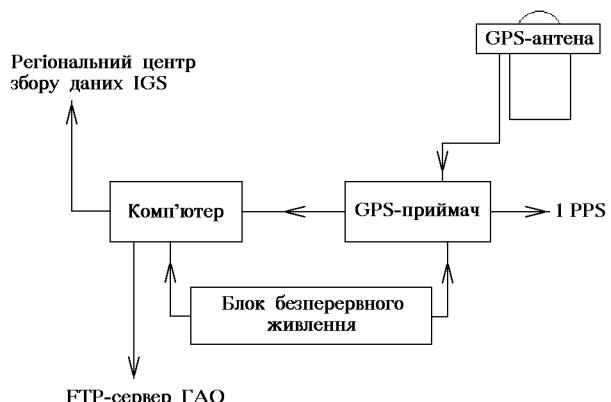


Рис. 1. Схема перманентної GPS-станції Голосіїв

- комп'ютер Pentium 100 Мгц, 16 Мб RAM, 1.7 Гб HDD, операційна система Linux 2.0.32;
- блок безперервного живлення «Patriot 420».

Є можливість підключення зовнішнього стандарту частоти (Рубідіум, 5 МГц).

GPS-приймач має опцію RTCM Output, що дає можливість використовувати станцію Голосіїв як базову станцію в режимі DGPS.

РЕЖИМ РОБОТИ СТАНЦІЇ

Відповідно до вимог IGS [4] та EUREF [6] спостереження організовані таким чином:

- початок сесії: 00^h00^m UTC кожної доби;
- кінець сесії: 23^h59^m UTC кожної доби;
- інтервал реєстрації сигналів від GPS-супутників: 30 с, починаючи з секунди «0»;
- мінімальний кут місця для супутників, що спостерігаються: +5°.

Після закінчення кожної сесії спостережень автоматично виконуються такі процедури:

- задаються умови наступної сесії спостережень;
- вмикається таймер приймача для старта наступної сесії;
- файл даних спостережень пересилається з приймача в комп’ютер;
- файл даних перетворюється з внутрішнього формату в формат RINEX [5, 7];
- файл даних у внутрішньому форматі пересилається в архів, а зтиснутий (програмою compress) RINEX-файл — на ftp-сервер ГАО НАН України;
- виконується перевірка якості даних спостережень;
- файл даних перетворюється з формату RINEX у формат Compact RINEX [8];
- отриманий файл пересилається на ftp-сервер Регіонального центру збору даних IGS (Федеральна агенція з картографії та геодезії (BKG), м. Франкфурт-на-Майні, Німеччина).

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ СПОСТЕРЕЖЕНЬ

Дані спостережень перманентної GPS-станції Голосіїв обробляються чотирма Центрами обробки та аналізу даних IGS та EUREF (табл. 2).

На основі результатів обробки EUREF щотижня отримує об’єднаний розв’язок для станцій, розта-

Таблиця 2. Центри обробки та аналізу даних, що використовують дані спостережень станції Голосіїв

Центр обробки та аналізу даних	Код	Програмне забезпечення	При-мітка
Європейський центр визначення орбіт (м. Берн, Швейцарія)	COD, (COE)	Bernese V 4.1	1, 2
Федеральна агенція з картографії та геодезії (м. Франкфурт-на-Майні, Німеччина)	BKG	Bernese V 4.0	2
Варшавська політехніка (м. Варшава, Польща)	WUT	Bernese V 4.0	2
Інститут океанографії ім. Е. Б. Скріппс та Е. В. Скріппс (м. Ла Холла, США)	SIO	GAMIT	1

1 — Центр обробки та аналізу даних мережі IGS

2 — Центр обробки та аналізу даних мережі EUREF

шованих у Європі. На рис. 2 представлена похибки координат для станції Голосіїв із цих розв’язків для GPS-тижнів 957—990 (10.05.98 р.—02.01.99 р.; GPS-тижні відраховуються від неділі 06.01.80 р.).

Оцінка якості результатів спостережень (рис. 3) була отримана за допомогою програми *teqc* [2]. Основні критерії якості даних: загальна кількість спостережень та кількість стрибків фази, їх відношення, вплив множинності поширення сигналів від супутників та дрейф годинника приймача. Всі наведені дані відносяться до спостережень супутників з мінімальним кутом місця +15°.

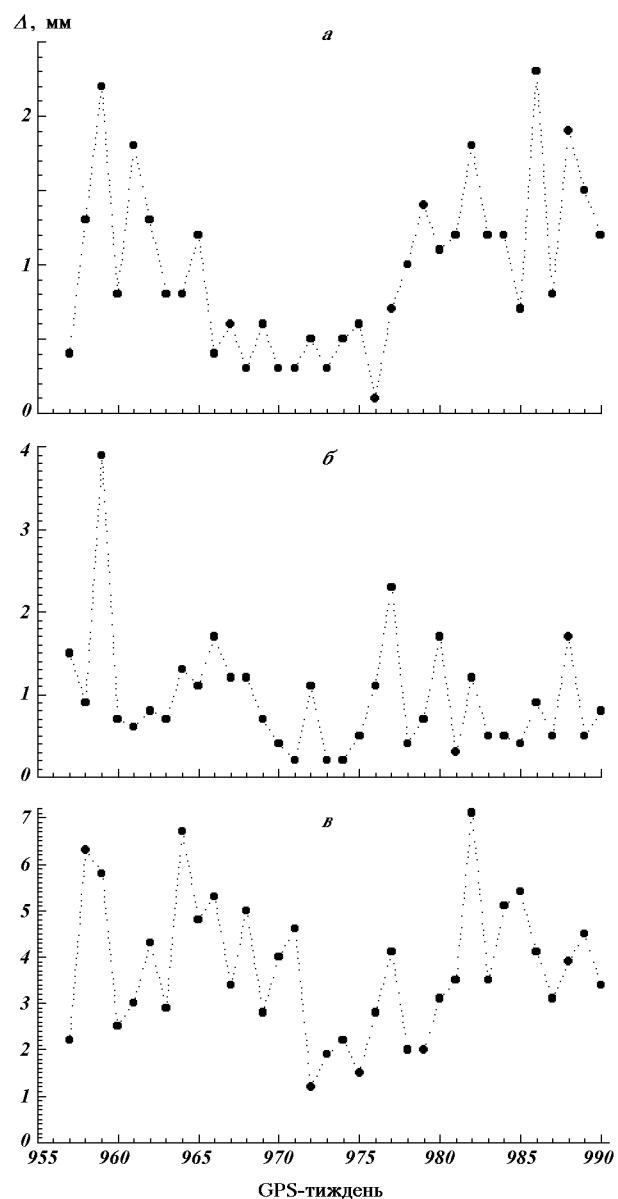


Рис. 2. Похибки Δ координат: *a* — північної складової, *b* — східної, *c* — висотної

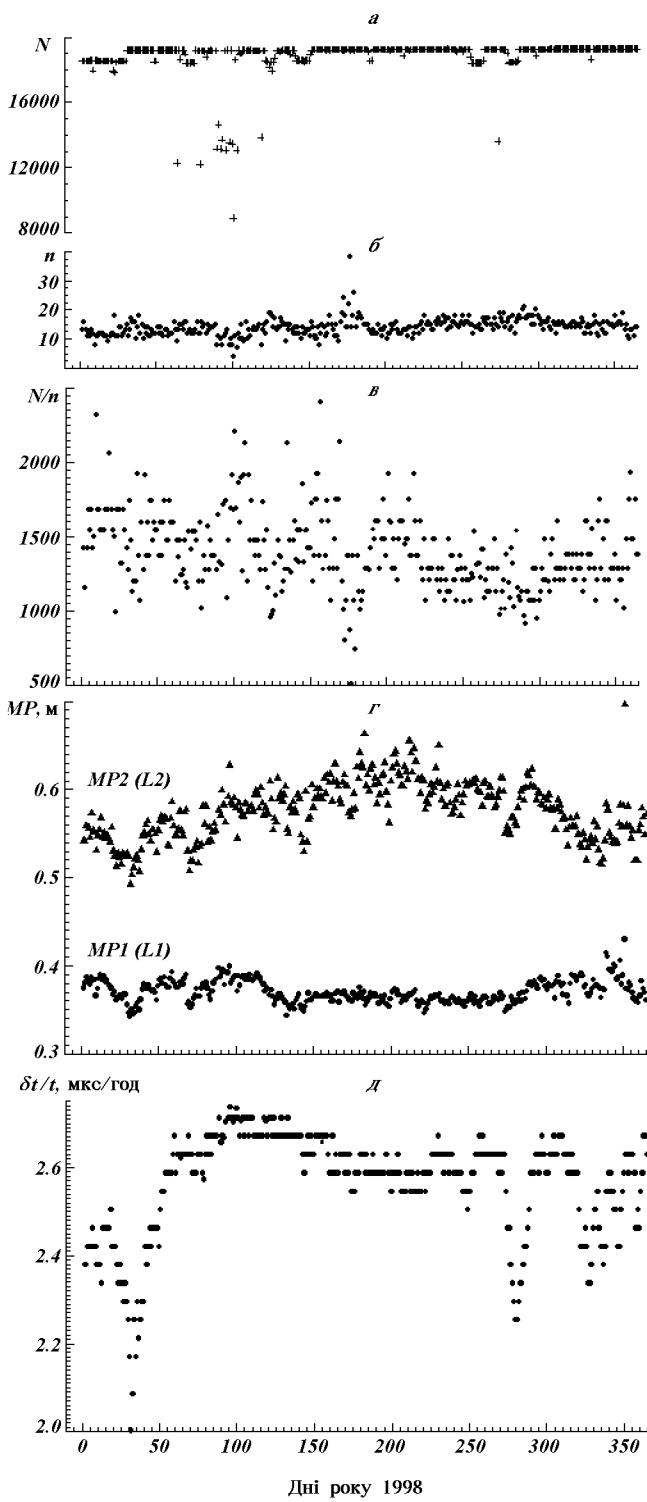


Рис. 3. Оцінка якості спостережень: а — загальна кількість N спостережень, б — кількість n стрибків фази, в — середня кількість спостережень на один стрибок фази, г — вплив множинності поширення сигналу на частотах $L1$ (MP1) та $L2$ (MP2), д — дрейф $\delta t/t$ годинника GPS-приймача

КОЛОКАЦІЯ

Перманентна GPS-станція Голосіїв є одним із пунктів локальної мережі ГАО, до якої також входять станція лазерної локації супутників (SLR) [9], астрономічний пункт, маркер KIEA (пункт міжнародних GPS-кампаній GIG'91, GIG'92, GEODUC'93, EUREF-UKR'95, EVLN'97) та додаткові маркери.

Влітку та восени 1997 р. на локальній мережі ГАО були проведені високоточні геодезичні вимірювання і кампанія GPS-спостережень MAO-LN'97 (MAO — Local Network'97). Ці кампанії дали можливість отримати локальні прив'язки з точністю 1 мм [3].

У табл. 3 наведені значення локальних прив'язок для найважливіших пунктів локальної мережі.

Таблиця 3. Прив'язки на локальній мережі ГАО НАН України

Маркер	Локальні прив'язки		
	ΔX , м	ΔY , м	ΔZ , м
KIEA	0.0000	0.0000	0.0000
GLSV	1.7549	-2.7220	1.7784
Астрономічний пункт	69.6146	-26.4831	-59.7985
SLR	102.3692	-13.5403	-83.5339

ПІДСУМКИ

Перманентна GPS-станція Голосіїв створена в ході виконання Державної програми «Створення і розвиток Державної служби єдиного часу і еталонних частот, 1995—1999 рр.» [1].

Спостереження на перманентній GPS-станції Голосіїв розпочалися 16 грудня 1997 р.

Після закінчення тестової фази навесні 1998 р. станція Голосіїв була включена в мережі IGS та EUREF.

Робота станції повністю автоматизована.

Дані спостережень у форматі RINEX за останні 5 діб доступні через Інтернет за адресою:

<ftp://ftp.mao.kiev.ua/pub/gps/>

або

<ftp://ftp2.mao.kiev.ua/pub/gps>

Дані за попередні дні можна отримати за спеціальним замовленням.

1. Величко О. М., Сафронов Ю. І., Клейман О. С. та ін. Державна служба єдиного часу еталонних частот України: структура і основні засади забезпечення країни високоточною частотно-часовою інформацією // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 2/3.—С. 8—11.
2. Estey L. TEQC Summary // Proc. IGS Network Systems Workshop, November 2—5, 1998. — Annapolis, 1998.—P. 343—345.
3. Gaiovitch I., Khoda O., Osmak A., Samoilenco A. Collocation of Different Geodetic Techniques at the Main Astronomical Observatory in Kiev // Proc. of the International Workshop on Geodetic Measurements by the collocation of Space Techniques ON Earth. — January 25—28, 1999 at the Communications Research Laboratory, Koganei, Tokyo, Japan.—P. 225—229.
4. Guidelines for IGS Stations and Operational Centers. Version 1.2 (reformatted for IGS Report, August 31, 1998) (prepared by IGS Infrastructure Committee and Central Bureau) // IGS 1997. Technical Reports.—October 1998.—P. 278—285.
5. Gurtner W. RINEX: The Receiver-Independent Exchange Format // GPS World.—1994.—N 5 (7).—P. 48—52.
6. Gurtner W. Guidelines for a Permanent EUREF GPS Network (3 March, 1997). — <http://www.oma.be/KSB-ORB/EUREF/permgps.html>
7. Gurtner W., Mader G. Receiver Independent Exchange Format Version 2 // GPS Bulletin.—1990.—3, N 3.—P. 1—8.
8. Hatanaka Y. Compact RINEX Format and Tools (beta-test version) // Proc. IGS 1996 Analysis Center Workshop, March 19—21, 1996. — Silver Spring, 1996.—P. 121—129.
9. Yatskiv D. Ya., Medvedskij M. M., Suberlyak V. R., Peretyatko M. M. Kyiv laser ranging station report on the experimental operation 1997—1998. — Kiev, 1998.—16 p.—(Preprint MAO-98-6E).

**PERMANENT GPS STATION GOLOSIIV (GLSV):
1998 OBSERVATIONS**

O. Khoda

General information about the permanent GPS station Golosiiv and some observation results obtained in 1998 are presented.

УДК 523.44

Дослідження астероїдів за допомогою космічних апаратів

В. Г. Шевченко

Астрономічна обсерваторія Харківського державного університету, Харків

Надійшла до редакції 18.01.99

Представлений огляд публікацій, які стосуються дослідження фізичних властивостей астероїдів за допомогою космічних апаратів. Розглянуті космічні місії (ОАО-2, IUE, FIRSSE, IRAS, «Hipparcos», HST, ISO, MSX, «Galileo», NEAR, DS1, «Smart-1», «Rozetta» та MUSES-C), в рамках яких проводились та будуть проводитись спостереження астероїдів, та основні результати, що були одержані. Обговорюється доцільність майбутніх досліджень астероїдів за допомогою космічних апаратів.

ВСТУП

Пояс астероїдів є унікальним утворенням в Сонячній системі, і тому увага до вивчення фізичних властивостей астероїдів та процесів, що відбуваються у поясі, невідривно пов'язана з дослідженням походження та еволюції всієї Сонячної системи. Незважаючи на те, що наземні спостереження ще довгий час будуть головними при дослідженнях астероїдів, перш за все завдяки їх довготривалості та незначним фінансовим затратам, останнім часом все більше даних здобуваються за допомогою космічних апаратів. Це пов'язано із значною зацікавленістю до поясу астероїдів як з боку фундаментальної науки (походження астероїдів, їх роль у формуванні та розвитку Сонячної системи, зв'язок з кометами та метеорами та інше), так і з точки зору прикладних питань (астероїдна небезпека, джерела позаземних природних ресурсів, майбутні космічні бази та інше). Останні завдання набувають все більшої ваги, оскільки потребують вирішення уже сьогодні. Завдяки цьому змінюються і головні напрямки в дослідженнях астероїдів космічними апаратами (спостереження з орбіти Землі

чи послання космічного апарату до астероїдів). При посиланні космічного апарату планується всестороннє вивчення одного-двох конкретних астероїдів (напр., місії «Galileo» та NEAR), при дослідженні з навколоземної орбіти — це спостереження декількох сотень, а то й тисяч астероїдів (напр., IRAS та MSX).

Даний огляд робіт концентрує увагу на тих космічних місіях, в яких проводились спостереження астероїдів, та на отриманих результатах. В основному це місії, що виконувалися NASA, хоча в останній час вивченням астероїдів зацікавилися і в Європейському та Японському космічних агентствах.

СПОСТЕРЕЖЕННЯ АСТЕРОЇДІВ З НАВКОЛОЗЕМНОЇ ОРБІТИ

Перші космічні спостереження астероїдів були проведені в 1971 р. з борту космічного апарату ОАО-2 (Orbital Astronomical Observatory-2) в УФ-ділянці спектру [8]. Сам супутник був виведений на орбіту в грудні 1968 р. і мав на борту декілька телескопів

з приймальною апаратурою в УФ-ділянці спектру. Експеримент ставився для вивчення відбивної здатності поверхні астероїдів. Були проведені спостереження тільки трьох найбільших астероїдів 1 Церера (18 травня 1972 р.), 2 Паллада (27 та 28 вересня 1971 р.) та 4 Веста (12 та 16 жовтня 1971 р.) в чотирьох спектральних смугах ($\lambda\lambda$ 259.0, 307.5, 336.0, 430.0 нм). За результатами спостережень вдалося визначити альбедо цих астероїдів на даних спектральних смугах, а також встановити, що їх відбивна здатність збільшується лінійно з довжиною хвилі.

Пізніше спостереження астероїдів із космосу були продовжені також в УФ-ділянці спектру супутником IUE (International Ultraviolet Explorer), що був виведений на навколоземну орбіту в січні 1978 р. На супутнику було розміщено 45-см телескоп з двома спектрографами, що покривали діапазон довжин хвиль $\lambda\lambda$ 170—325 нм з роздільною здатністю 0.2—0.3 нм. За 18 років роботи цього супутника (виключений в кінці 1996 р. [35]) були проведені спостереження для вивчення відбивної здатності більш ніж 100 астероїдів [1, 6, 7, 15, 41]. Спостереження проводились як найбільших астероїдів (1 Церера, 2 Паллада, 3 Юнона та 4 Веста), так і астероїдів, що зближаються з орбітою Землі (1566 Ікар, 2201 Ольято, 4015 Вільсон-Харрінгтон та 4179 Тоутатіс), діаметри яких становлять 2—4 км. Для астероїда 4 Вести вдалося одержати криві близьку в двох ділянках спектру $\lambda\lambda$ 262.7—274.7 нм та 288.1—302.0 нм, які охопили весь період обертання [15]. Криві близьку мають один максимум та один мінімум за період обертання (як і у візуальній частині спектру) та амплітуду 0.10^m. Ротжер та Буратті [33] провели аналіз спектрів 45 астероїдів різних композиційних типів. Вдалося встановити альбедо цих астероїдів на довжинах хвиль $\lambda\lambda$ 245, 267, 295 та 315 нм. Виявилось, що на відмінок від візуальної ділянки спектру, середнє значення альбедо в цих ділянках для астероїдів M-типу (металеві) трохи вище ніж для S-типу (силікатні), тобто відбивна здатність M-астeroїдів збільшується з довжиною хвилі повільніше.

23 січня 1982 р. з борту космічного апарату FIRSSE (Far Infrared Sky Survey Experiment) були проведені спостереження 20 астероїдів головного поясу в ІЧ-ділянці спектру. Теплове випромінювання цих астероїдів в смугах $\lambda\lambda$ 20 та 27 мкм задовільняло модель «сірого» тіла, але на $\lambda\lambda$ 85 мкм вимірювані потоки були в 2—3 рази менші, ніж дає екстраполяція за законом Планка. Ці дані були пізніше використані для побудови більш реальної термічної моделі астероїдів.

Наступним супутником, на якому проводились

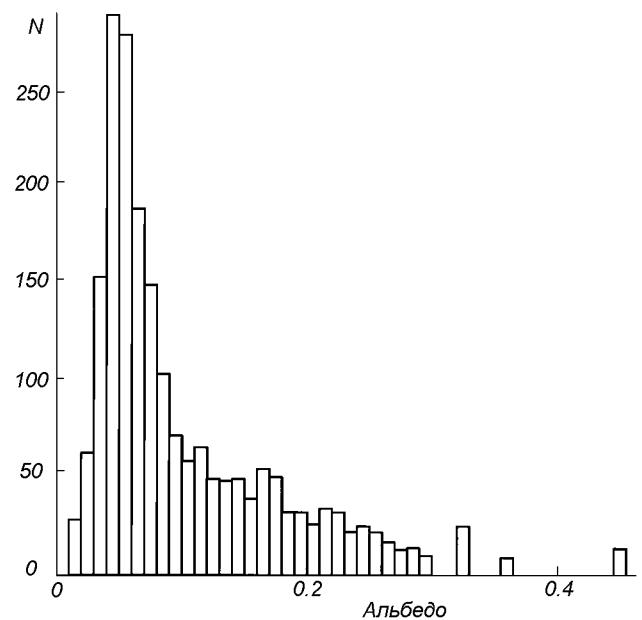


Рис. 1. Гістограма розподілу астероїдів по альбедо [37]

спостереження астероїдів, був IRAS (Infrared Astronomical Satellite). На борту цього супутника було встановлено телескоп діаметром 57 см з спектрографом, детектором випромінювання якого була матриця із 62 приймачів, що охолоджувались до температури 1.8 К рідким гелієм [12]. Супутник працював на орбіті з 25 січня по 28 листопада 1983 р. на довжинах хвиль $\lambda\lambda$ 12, 25, 60 та 100 мкм [4, 23]. За час роботи супутника одержано дані для 3318 астероїдів, що мають постійні номери та для 135 астероїдів без такого. Після обробки такого значного масиву даних отримано впевнені значення діаметрів та альбедо для 1891 астероїда [37]. На рис. 1 зображена гістограма розподілу астероїдів від альбедо по даним цього супутника. Максимум розподілу приходиться на низькоальбедні астероїди. На сьогоднішній день це найбільший масив даних про альбедо та діаметри астероїдів, він на порядок відрізняється від наземних. І хоч дані ці бувають не зовсім правильні для деяких астероїдів (4 Веста, 55 Пандора та інші) внаслідок невдалого вибору термічної моделі астероїда та не коректного вживання абсолютної зоряної величини і потребують нової калібривки, вони ще довго будуть використовуватись як основні фізичні дані астероїдів. Продовжуючи аналізувати дані IRAS, Гафей [16] зробив спробу оцінити вміст металу на поверхнях S-астeroїдів по відношенню потоків випромінювання 12/25 мкм. Він показав, що S- та M-астeroїди мають систематично більше відношення, ніж асте-

Рис. 2. Зображення астероїда 4 Веста в опозицію 1996 р. [39]

роїди інших композиційних типів. У S-астероїдів діапазон значень цих відношень такий же, як і у M-астероїдів. Отже, з аналізу тільки цих потоків неможливо виділити чисто «металеві» астероїди, і потрібні додаткові дані в інших діапазонах довжин хвиль.

Спостереження астероїдів проводились також астрометричним супутником **HIPPARCOS** (виведений на орбіту 18 серпня 1989 р. [13]). Вдалося одержати астрометричні положення для 48 астероїдів з точністю не гірше $0.01''$ [18].

Широкомасштабні спостереження астероїдів проводяться на космічній орбітальній станції **HST** (*Hubble Space Telescope*). Ця унікальна станція виведена на навколоземну орбіту 24 квітня 1990 р. [13]. Діаметр головного дзеркала телескопа дорівнює 2.4 м, і в його фокальній площині розміщені декілька вимірювальних приладів (ширококутна планетна камера, камера слабких об'єктів, спектрограф, швидкісний фотометр та інші). І хоч основна мета даного телескопа — це спостереження далеких астрофізичних об'єктів, він успішно використовується також для дослідження об'єктів Сонячної системи. За допомогою **HST** проведени спостереження 12 найбільших астероїдів [36] для виявлення наявності у них можливих компаньйонів. Для тих астероїдів, для яких вдалося одержати зображення і розпізнати диск, супутників не виявлено. За одержаними зображеннями астероїда

1 Церера з високою кутовою роздільною здатністю в смугах $\lambda\lambda$ 160, 276 та 320 нм побудовано карту розподілу альбедо по поверхні [20, 26]. На поверхні Церери, біля центрального меридіану, виявлено утворення, подібне до кратера, що має близько 130 км в діаметрі. Детальні спостереження були проведені також для астероїда 4 Веста в опозиції 1994 та 1996 рр. [5, 39, 40, 47, 48]. На зображеннях 1994 р. видно, що Веста є об'єктом неправильної форми і має велику альбедону пляму на поверхні діаметром майже 200 км, що дісталася назву «Ольберс». Контраст між плямою та основною поверхнею Вести досягає 20 %. Період обертання астероїда навколо своєї осі становить 5.34 год, що підтверджує результати наземних спостережень. Уточнені також розміри даного астероїда (півосі апроексимуючого еліпсоїда становлять $280 \times 272 \times 227$ км) та оцінено середню густину, що становить 3.8 ± 0.6 г/см³. Побудовано карти розподілу альбедо та кольору по поверхні Вести. Виявлено 19 градацій мінералогічних утворень на поверхні. Припускається, що західна півкуля складена із залізозбагаченого та кальційзбагаченого піроксену. За спостереженнями **HST** у 1996 р. (див. рис. 2), коли Веста була найближче до Землі, вдалося навіть розпізнати деталі ландшафту, а також гігантський кратер в приполярній області Вести, який має діаметр 460 км [5, 39]. Припускається, що колізійний процес, результатом якого є цей

Рис. 3. Зображення астероїдів 243 Іда, 253 Матильда та 951 Гаспра, одержані міжпланетними космічними станціями «Галілео» та NEAR [2]

кратер, може бути причиною такого швидкого обертання Вести.

Космічним телескопом також були проведені спостереження двох «астероїдів-кентаврів»: 2060 Хірон та 5145 Фолус [24, 25, 31]. Це астероїди, велика піввісь орбіти яких знаходитьться за орбітою Сатурна. Одна із цілей цих спостережень — отримати відповідь на питання: ці об'єкти належать до комет чи до астероїдів? Для Фолуса не виявлено коми на зображеннях 28 квітня 1992 р. Спостереження Хірона велись 22 і 23 лютого та 8 березня 1993 р. [24]. Було одержано 44 зображення, на яких виявлені азимутальні структури в зовнішній комі на відстані 0.2" від ядра. Наступні спостереження Хірона 23—24 січня та 13 квітня 1996 р. [31] в діапазоні довжин хвиль $\lambda\lambda$ 222.1—330.1 нм не виявили кометних емісій у комі. Вдалося також одержати криву близку тривалістю 4 год в УФ-ділянці спектру, а також зробити оцінку альбедо ($p = 0.08 \pm 0.01$), припускаючи значення діаметра $D = 180$ км. Питання про те, чи є «астероїди-кентаври» кометними об'єктами, зостається відкритим

і вимагає подальшого розв'язання.

17 листопада 1995 р. Європейським космічним агентством був запущений супутник ISO (Infrared Space Observatory). На борту супутника встановлено 60-см телескоп та декілька приладів (фотополяриметр, спектрометр високої та низької роздільної здатності, ПЗЗ-камера та інші), що покривають діапазон довжин хвиль $\lambda\lambda$ 2.5—240 мкм та охолоджуються рідким гелієм. В рамках даного космічного експерименту проведенні спостереження 10 астероїдів (1 Церера, 2 Паллада, 3 Юнона, 4 Веста, 10 Гігія, 54 Олександра, 65 Кібела, 106 Діона, 313 Чалдея та 532 Геркуліна), щоб використовувати їх як фотометричні та поляриметричні стандарти в далекій ІЧ-області [11, 27, 28]. Це тільки одна із багатьох програм по вивчення астероїдів, що проводились за допомогою цього супутника. Обробка спостережень ще триває.

24 квітня 1996 р. був запущений супутник MSX (Midcourse Space Experiment) [32]. Апаратура, що знаходиться на борту цього супутника, дозволяє проводити спостереження в широкому діапазоні



Рис. 4. Зображення астероїда 433 Ерос, одержані міжпланетним космічним апаратом NEAR (дані взяті з мережі Internet)

довжин хвиль від УФ- до далекого ІЧ-випромінювання. Проведені спостереження більше 1000 астероїдів як в діапазоні $\lambda\lambda$ 6.8—10.8 мкм, так і в УФ-ділянці спектру, що дасть змогу отримати більш коректніші значення альбедо та діаметрів цих астероїдів, ніж значення, одержані IRAS. Обробка спостережень ще продовжується.

КОСМІЧНІ МІСІЇ, ЩО НАДСИЛАЛИСЬ ДО АСТЕРОЇДІВ

Найпершою місією до астероїдів є космічний апарат «Галілео», що був запущений 18 вересня 1989 р. з борту космічного корабля «Атлантіс» для дослідження системи Юпітера [13, 46]. На борту апарату встановлена планетарна камера з ПЗЗ-де-

тектором 800×800 елементів з чутливістю в діапазоні довжин хвиль $\lambda\lambda$ 0.4—1.1 мкм. Апарат мав також спускаючий зонд, що був скинутий в атмосферу Юпітера для її дослідження. Траєкторія апарату вибиралась таким чином, що він два рази зближався з Землею (1990, 1992 рр.), і внаслідок гравітаційних маневрів після першого маневру досягав поясу астероїдів, а після другого — пересікав його. Для дослідження було вибрано два середньоальбедені астероїди S-типу 243 Іда та 951 Гаспра. Перша зустріч відбулась 29 жовтня 1991 р. з астероїдом 951 Гаспра. Одержано 57 зображень з найкращою роздільнотою здатністю 54 м на піксель. За результатами обробки зображень [43] обчислено розміри астероїда ($18.2\times10.5\times8.9$ км), альбедо поверхні (0.23), координати полюса та напрямок

обертання. Астероїд виглядає як дуже неправильний за формою об'єкт (рис. 3), з кратерами та борознами на поверхні, і мабуть, є уламком більшого тіла, що внаслідок ударного процесу зруйнувалось. Аналіз зображень Гаспра показав також, що відношення глибини кратерів до їх діаметра становить 0.14. Таке значення менше, ніж для Місяця, Марса та Фобоса (0.2). Це свідчить про те, що товщина реголіту на поверхні Гаспра більша, ніж на інших тілах. Реголітовий шар ґрунту Гаспра складений з олівіну та ортопіроксену у відношенні 9 : 1.

Зустріч «Галілео» з Ідою відбулась 28 серпня 1993 р. Найменша відстань апарату від Іди досягала 2391.2 км, а найкраща роздільна здатність одержаних зображень — 25 м на піксель. За результатами обробки зображень [3] вдалося встановити розміри ($59.8 \times 25.4 \times 18.6$ км), координати полюса, альбедо поверхні (0.21), оцінити масу ($(4.2 \pm 0.6) \cdot 10^{19}$ г), та густину (2.6 ± 0.5 г/см³) астероїда та деякі інші фізичні властивості. Об'єкт виявився дуже неправильної форми (рис. 3) з багатьма кратерами на поверхні, що свідчить про значну колізійну еволюцію цього астероїда. На відміну від Гаспра, Іда має кратери недавнього походження. Найбільший кратер Lascaux досягає 11.8 км в діаметрі. Відкрито супутник у Іди, що одержав назву Дактиль. Він невеликий, розміром всього 1.4 км, знаходиться на відстані 85 км. Альбедо Дактиля 0.20, показники кольору відрізняються від Іди. Це перший відкритий супутник у астероїдів.

Другий космічний апарат, що надіслано до астероїдів, має назву NEAR (Near-Earth Asteroid Rendezvous) і запущений 17 лютого 1996 р. На його борту розміщені такі основні інструменти для дослідження астероїдів [9, 14]: мультиспектральна камера, ІЧ-спектрометр, рентгенівський спектрометр, лазерний висотомір, магнетометр та деякі інші. Загальна маса апарату досягає 800 кг. Основна мета запуску даного апарату — дослідження наближаючого до Землі астероїда 433 Ерос, а додаткова — низькоальбедний астероїд головного поясу 253 Матильда. Траєкторія польоту цього космічного апарату вибрана таким чином, що перша зустріч відбулась 26—27 червня 1997 р. [2] з астероїдом 253 Матильда (рис. 3). Апарат пройшов на відстані 1212 км від астероїда. Одержано більш ніж 500 зображень цього астероїда. За результатами обробки зображень [10, 44] вдалося встановити альбедо Матильди (0.036), розміри ($66 \times 48 \times 46$ км) та координати полюса. Астероїд поки що є одним з найтемніших об'єктів Сонячної системи. Поверхність по показникам кольору схожа на СМ вуглисти хондрити. Варіацій альбедо та кольору по поверхні

не знайдено. Із зображень також видно, наскільки значними є колізійні процеси в поясі та їх роль в становленні форми астероїдів. За гравітаційними збуреннями в орбіті космічного апарату, які викликані тяжінням астероїда, вдалося зробити оцінки маси ($1.033 \cdot 10^{20}$ г) та густини (1.3 г/см³) Матильди [45].

Основна мета цього космічного експерименту — астероїд 433 Ерос. Це один з найбільших астероїдів, що наближаються до орбіти Землі. Апарат зустрінеться з Еросом в серпні 1999 р. і перейде на кругову орбіту радіусом 30—50 км навколо нього. Планується одержати основні фізичні властивості цього астероїда (маса, розміри, альбедо, густина, координати полюса, напрямок обертання, склад поверхні тощо). Перше зближення космічного апарату з Еросом відбулося 22—23 грудня 1998 р. Апарат пройшов на відстані 4100 км від Ероса, вдалося одержати понад 1000 зображень астероїда з найкращою роздільною здатністю 500 м. Дев'ять зображень, що представлені на рис. 4, отримані при різних фазах обертання і показують, що астероїд має неправильну форму і, мабуть, є уламком більшого тіла, що зруйнувалось внаслідок колізійного процесу. Це перші зображення астероїдів, що перетинають орбіту Землі і становлять загрозу реально-го зіткнення з Землею.

КОСМІЧНІ АПАРАТИ, НА ЯКИХ ПЛАНУЄТЬСЯ ПРОВОДИТИ СПОСТЕРЕЖЕННЯ АСТЕРОЇДІВ

На теперішній час є декілька космічних місій до астероїдів, які плануються до запуску в кінці нинішнього та на початку наступного тисячоліття. Це перш за все американський проект «Deep Space 1», проекти Європейського космічного агентства «Smart-1» та «Rozetta», а також японський проект MUSES-C.

Супутник «Deep Space 1» було запущено в жовтні 1998 р. (дані взяті з мережі Internet за адресою <http://www.nasa.gov/projects>). Це перший з серії подібних космічних апаратів нової технології для вивчення Сонячної системи. На ньому встановлено сонячно-електричний двигун, а також нова автономна оптично-навігаційна система, що дозволить апарату самостійно знаходити напрям польоту в Сонячній системі та самостійно вибирати об'єкти дослідження в рамках польотної програми. Із обладнання на апараті встановлено інтегральну камеру та панорамний спектрометр. Апарат буде спрямовано до поясу астероїдів для одержання їхніх основних фізичних властивостей.

Космічний апарат «Smart-1» буде запущено на-

прикінці 2001 р. (дані взяті з мережі Internet за адресою <http://www.esa.int/projects>). На апараті планується встановити сонячно-електричний двигун, що дозволить виконати дослідження декількох астероїдів, що наближаються до орбіти Землі. Стартова маса апарату 300—350 кг. Мінімальне наближення до астероїдів становитиме 1—25 км. Проект ще знаходиться на стадії розробки, і конкретні об'єкти, до яких надсилається космічний апарат, ще не вибрані.

Космічний апарат MUSES-C буде запущено в січні 2002 р. Інститут космосу та астрономічних наук в Японії спільно з JPL (США) планують цю космічну місію до астероїда 4660 Нереус [19]. Це невеликий астероїд С-типу, діаметром 0.7 км [22], який відноситься до групи астероїдів, що наближаються до Землі. Апарат зустрінеться з астероїдом в квітні 2003 р. і протягом двох місяців буде знаходитись біля нього для всестороннього дослідження. Після мінімального зближення з астероїдом буде проведено обстріл поверхні та збір викинутих зразків ґрунту, далі апарат стартує в напрямку Землі. Повернення до Землі прогнозується в 2006 р., після чого зразки ґрунту астероїда, запаковані в капсулу, будуть скинуті на Землю для подальшого дослідження в лабораторних умовах.

Європейський космічний апарат «Rosetta» пла- нується до запуску ракетою-носієм «Ariane-5» в липні 2003 р. [17]. Головна мета проекту — дослідження комети Віртанена. Допоміжними цілями при прольоті через пояс будуть астероїди 1170 Сіва, 2703 Родарі та 3840 Мімістробел. Ці астероїди вибрані для вікна запуску в липні 2003 р. Якщо дата запуску зміниться, буде змінюватись також траєкторія польоту космічного апарату, і астероїди для дослідження будуть інші.

ВИСНОВКИ

Таким чином, на протязі майже 30 років дослідження астероїдів проводились з 10 космічних апаратів. Для більшості випадків це спостереження з навколоzemної орбіти для вивчення відбивної здатності поверхонь астероїдів в тих ділянках спектру, в яких спостереження з Землі неможливе внаслідок поглинання випромінювання земною атмосферою. Напевно, довготривалі спостереження за астероїдами (для визначення періодів обертання, координат полюсів, одержання фазових залежностей блиску та поляризації) ще довгий час будуть проводитись з Землі. Але для одержання даних про діаметри та відбивну здатність в якомога ширшій ділянці довжин електромагнітних хвиль для знач-

ної кількості астероїдів (декілька тисяч) необхідно використовувати космічний апарат. Дані, одержані за допомогою супутників IRAS, MSX, ISO та інших, підтверджують доцільність таких проектів. Незважаючи на те, що ці космічні апарати були запущені не для дослідження астероїдів, це тільки невелика частка їхньої роботи, одержані результати значною мірою розширили наші знання про пояс астероїдів, його формування та фізичні властивості самих астероїдів.

Дуже важливe значення мають запуски космічних апаратів безпосередньо до астероїдів, як для вирішення чисто прикладних задач (відпрацювання методів гравітаційних маневрів для запуску апаратів до будь-яких об'єктів Сонячної системи, перевірка нових навігаційних систем, зближення і посадка апарату на невеликі космічні тіла, пошук астероїдів для майбутніх космічних баз та інші), так і для вивчення фундаментальних наукових питань: формування та еволюції поясу астероїдів та Сонячної системи. Одержані космічні зображення кількох астероїдів підтвердили гіпотезу про вирішальну роль колізійної еволюції в формуванні поверхонь астероїдів та всього поясу в цілому. Вирішальне значення матимуть зразки ґрунту з поверхні астероїдів для відтворення тих процесів, що мали місце при формуванні Сонячної системи. На сьогоднішній день ми маємо для аналізу метеоритну речовину та ґрунт планет, що пройшли стадію диференціації. Чи є астероїди уламками планет, що пройшли стадію диференціації, чи ґрунт астероїдів — це первісна речовина, з якої формувалась Сонячна система на ранніх етапах свого розвитку? Відповідь на це питання можна одержати тільки за допомогою космічних апаратів.

Автор висловлює глибоку подяку науковим співробітникам Астрономічної обсерваторії І. Н. Бельській, Д. Ф. Лупішку, Ю. Н. Круглому та В. Г. Чорному за корисні поради та зауваження по даній роботі.

1. A'Hearn M. F., Feldman P. D. Water vaporization on Ceres // *Icarus*.—1992.—98.—P. 54—60.
2. Applied Physics Laboratory News. — 30 June 1997.
3. Belton M. J. S., Chapman C. R., Klaasen K. P., et al. Galileo's encounter with 243 Ida: an overview of the imaging experiment // *Icarus*.—1996.—120.—P. 1—19.
4. Bender D. F., Tedesco E. F. IRAS asteroid and comet ground-based data file // *Lunar and Planet. Sci. Conf.* XVII.—1986.—17.—P. 38—39.
5. Binzel R. P., Gaffey M. J., Thomas P. C., et al. Geologic mapping of Vesta from 1994 Hubble Space Telescope images // *Icarus*.—1997.—128.—P. 95—103.
6. Brosh L. The first UV spectrum of 2060 Chiron // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*.—1995.—286.—P. 1185—1190.
7. Butteworth P. S., Meadows A. J. Ultraviolet reflectance properties of asteroids // *Icarus*.—1985.—62.—P. 305—318.

8. Caldwell J. Ultraviolet observations of small bodies in the Solar System // *Icarus*.—1975.—25.—P. 384—396.
9. Cheng A. F., Santo A. G., Heeres K. J., et al. Near-Earth Asteroid Rendezvous: Missio overview // *J. Geophys. Res.*—1997.—105.—P. 23695—23708.
10. Clark B. E., Veverka J., Helfenstein P., et al. NEAR photometry of C-type asteroid 253 Mathilde // *Lunar and Planet. Sci. Conf. XXIX*.—1998.—29.—Abst. 1768.
11. Conen M., Witteborn F. C., Roush T., et al. Spectral irradiance calibration in the infrared. VIII. 5—14 micron spectroscopy of the asteroids Ceres, Vesta, and Pallas // *Astron. J.*—1998.—115.—P. 1671—1679.
12. Conrad A. G., Irace W. R. The first orbiting astronomical infrared telescope system — its development and performance // *SPIE*.—1983.—445.—P. 232—245.
13. COSPAR. Information bulletin. Number 140, December 1997.
14. Farquhar R. W., Dunham D. W., McAdams J. V. NEAR mission overview and trajectory design // *J. Astronautical Sci.*—1995.—43.—P. 353—372.
15. Festou M. C., Stern S. A., Tozzi G. P. Asteroid 4 Vesta: Simultaneous visible and ultraviolet IUE observations // *Icarus*.—1991.—94.—P. 218—231.
16. Gaffey M. J. The abundance of metal on S-asteroid surfaces: indications from IRAS 12 and 25 micron flux ratios // *Lunar and Planet. Sci. Conf. XX*.—1989.—20.—P. 321—322.
17. Hechler M. ROSETTA mission design // *Adv. Space Res.*—1997.—19, N 1.—P. 127—136.
18. Hestroffen D., Morando B. Observations of minor planets by Hipparcos // *Pl. Space Sci.*—1995.—43.—P. 817—820.
19. Kawaguchi J., Fujiwara A., Sawai S. Sample and return mission from asteroid Nereus via Solar electric propulsion // *Acta Astronautica*.—1996.—38.—P. 87—101.
20. Landis R. R., Stern A. S., Wood C. A., Storrs A. D. Observations of 1 Ceres with HST Faint Object Camera // *Lunar and Planet. Sci. Conf. XXIX*.—1998.—29.—Abst. 1937.
21. Levan P. D., Price S. D. 85-m fluxes from asteroids: 2 Pallas, 7 Iris, 15 Eunomia, and 45 Eugenia // *Icarus*.—1984.—57.—P. 35—41.
22. Lupishko D. F., Di Martino M. Physical properties of near-Earth asteroids // *Pl. Space Sci.*—1998.—46.—P. 47—74.
23. Matson D. L., Tedesco E. F. History // *Infrared Astronomical Satellite Minor Planet Survey Catalog* / Ed. E. F. Tedesco. — Hanscom Air Force Base, MA.—1992.—P. 5—12.
24. Meech K. J., Bui M. W., Samarsinha N., et al. HST observations of Chiron's inner coma. A possible bound atmosphere // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1994.—26, N 3.—P. 1152—1153.
25. Meech K. J., Weaver H. A. Unusual comets (?) as observed from the Hubble Space Telescope // *Earth, Moon, and Planets*.—1996.—72.—P. 119—132.
26. Merlin W. J., Stern S. A., Binzel R. P., et al. HST imaging of 1 Ceres // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1996.—28, N 3.—P. 1101.
27. Muller T. G., Hughes D., Telesko C., et al. Sub-millimetre observations of asteroids, the far infrared photometric calibrators for ISOPHOT // *Abstracts Int. Conf. ACM 96*. Versal, France.—1996.—P. 64.
28. Muller T. G., Lagerros J. S. V. Asteroids as far-infrared photometric standards for ISOPHOT // *Astron. and Astrophys.*—1998.—338.—P. 340—352.
29. Murchie S. L., Cheng A. F., Santo A. G. Encounter with Eros: the NEAR-Earth asteroid rendezvous mission // *Lunar and Planetary Inform. Bull.*—1995.—N 75.—P. 2—5.
30. Noll K. S., Weaver H. A., Storrs A. D., Zellner B. Imaging of asteroid 4179 Toutatis with the Hubble Space Telescope // *Icarus*.—1995.—113.—P. 353—359.
31. Parker J. Wm., Stern S. A., A'Hearn M. F., et al. HST/FOS UV observations of Chiron and Wirtanen // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1996.—28, N 3.—P. 1083—1084.
32. Price S. D., Paxton L. J., Tedesco E. F., Walker R. G. MSX observations of the Solar System // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1997.—29, N 3.—P. 1014—1015.
33. Roettger E. E., Buratti B. J. Ultraviolet spectra and geometric albedos of 45 asteroids // *Icarus*.—1994.—112.—P. 496—512.
34. Schwehm G. H. The international Rosetta mission // *Abstracts Int. Conf. ACM 96*. Versal, France.—1996.—P. 4.
35. Stickland D. Farewell to the IUE // *Astron. Now*.—1996.—10, N 10.—P. 25.
36. Storrs A. D., Zellner B., Wells E. N., et al. Imaging observations of asteroids from the Hubble Space Telescope (HST) // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1994.—26, N 3.—P. 1176.
37. Tedesco E. F., Veverka G. J. IMPSS albedos and diameters catalog // *Infrared Astronomical Satellite Minor Planet Survey Catalog* / Ed. E. F. Tedesco. — Hanscom Air Force Base, MA.—1992.—P. 243—285.
38. Tedesco E. F., Walker R. G., Barker E. A., Price S. D. MSX observations of asteroids // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1997.—29, N 3.—P. 1015.
39. Thomas P. C., Binzel R. P., Gaffey M. J., et al. Impact excavation on asteroid 4 Vesta: Hubble Space Telescope results // *Science*.—1997.—277.—P. 1492—1495.
40. Thomas P. C., Binzel R. P., Gaffey M. J., et al. Vesta: spin pole, size, and shape from HST images // *Icarus*.—1997.—128.—P. 88—94.
41. Veverka G. J., Nelson R. M., Lane A. L., et al. Observations of selected asteroids with the International Ultraviolet Explorer (IUE) // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1980.—12, N 3.—P. 663.
42. Veverka J., Bell III J. F., Chapman C., et al. NEAR's flyby of mainbelt asteroid 253 Mathilde // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1997.—29, N 3.—P. 958.
43. Veverka J., Belton M., Klaasen K., Chapman C. Galileo's encounter with 951 Gaspra: overview // *Icarus*.—1994.—107.—P. 2—17.
44. Veverka J., Thomas P., Harch A., et al. NEAR's flyby of 253 Mathilde: images of C asteroids // *Science*.—1997.—278, N 5346.—P. 2109—2114.
45. Yeomans D. K., Barriot J.-P., Dunham D. W., et al. Estimating the mass of asteroid 253 Mathilde from tracking data during the NEAR flyby // *Science*.—1997.—278, N 5346.—P. 2106—2109.
46. Yeomans D. K., Chodas P. W., Keesey M. S., Owen W. M. Targetting an asteroid: the Galileo spacecraft's encounter with 951 Gaspra // *Astron. J.*—1993.—105, N 4.—P. 1547—1552.
47. Zellner B., Albrecht R., Binzel R. P., et al. Hubble Space Telescope images of Vesta in 1994 // *Icarus*.—1997.—128.—P. 83—87.
48. Zellner B., Binzel R., Gaffey A., et al. HST images Vesta near perihelion // *Bull. Amer. Astron. Soc.*—1996.—28, N 3.—P. 1100—1101.

INVESTIGATION OF ASTEROIDS WITH THE USE OF SPACE VEHICLES

V. G. Shevchenko

A overview of the past, present and planned space-based observations of asteroids is given. The main results which have been and will be obtained from the space missions OAO-2, IUE, FIRSSE, IRAS, HIPPARCOS, HST, ISO, MSX, GALILEO, NEAR, DS1, SMART-1, ROSETTA and MUSES-C are presented. The expediency of asteroid investigations with spacecraft is discussed.

УДК 537.591

Детектирование космических лучей супервысоких энергий с помощью искусственного спутника Луны

П. И. Голубничий, А. Д. Филоненко

Східноукраїнський державний університет

Надійшла до редакції 14.04.99

Узагальнено літературні дані про радіодетектування космічних променів високих енергій. Коротко проаналізовані основні досягнення за 1965—1985 рр. Наводяться фізичні основи механізму радіоемісії, викликаної рухом δ -електронів електрон-фотонної лавини. Показано, що найуспішніша реалізація радіодетектора може бути здійснена за межами навколоземного простору, зокрема на штучному супутнику Місяця. В цьому випадку виявляються доступними для дослідження космічні частинки з енергіями, що на кілька порядків перевищують теперішню межу.

ВВЕДЕНИЕ

Около 90 лет назад впервые обнаружены космические потоки элементарных заряженных частиц. Наука о космических лучах стала за это время одной из главных составляющих астрофизики высоких энергий, объектами исследования которой являются сверхновые звезды, радиогалактики, квазары, пульсары, сверхмассивные черные дыры и пр. Особое место в этой науке отводится космическим лучам с очень высокой энергией ($W_0 > 10^{20}$ эВ). Сейчас практически никто не сомневается в том, что их источники находятся за пределами Галактики. Частицы с такой колоссальной энергией приносят к нам информацию из чрезвычайно отдаленных (более 10^8 световых лет) областей Вселенной, поскольку их траектория почти не отклоняется от прямолинейной в галактических и межгалактических магнитных полях [5].

За все время зарегистрировано более десятка таких событий. Распределение потока J частиц от энергии W_0 представляется степенной зависимостью $J(W_0) = AW_0^{-\gamma}$. Для диапазона энергий 10^{16} —

10^{19} эВ показатель энергетического спектра $\gamma \approx 3$. Коэффициент пропорциональности таков, что на 1 км^2 за столетие попадает только одна частица с энергией $E > 10^{20}$ эВ. Поэтому современные детекторы космических лучей имеют рабочие площади порядка нескольких десятков квадратных километров [14].

При традиционном методе детектирования на такой огромной площади устанавливаются десятки тысяч сцинтилляционных счетчиков, данные от которых поступают на ЭВМ для расчета энергии, наклона траектории и других характеристик космической частицы. Такие установки требуют постоянной профилактики, многочисленного персонала для ее обслуживания, и стоимость их весьма значительна.

Однако, несмотря на это, готовятся проекты детекторов на 1000 км^2 (Россия) и даже на 5000 км^2 (США), энергетический «потолок» которых лежит в диапазоне энергий 10^{20} — 10^{21} эВ [20, 23]. Является ли эта граница пределом наших возможностей? С технической точки зрения это будет весьма грандиозное сооружение, поскольку увеличение

энергетической границы на порядок требует применения детектора с площадью около миллиона квадратных километров. Стоимость его поднимется от 100 млн. долларов (проект США) до суммы на несколько порядков большей. По-видимому, расчитывать на реализацию такого проекта даже в отдаленном будущем нельзя.

Есть и другие обстоятельства, вынуждающие осторожно подходить к таким грандиозным проектам. Согласно теоретическим расчетам энергетический спектр космических лучей должен резко обрываться при энергиях частиц выше 10^{19} эВ вследствие потерь на взаимодействие с микроволновым фоновым излучением. Этот эффект имеет пороговый характер ($\approx 10^{19}$ эВ) и связан с фоторождением электрон-позитронных пар и π -мезонов [12]. Плотность реликтовых фотонов во Вселенной приблизительно в 1000 раз больше, чем остальных частиц, и пробег протона между взаимодействиями с фотонами — около 10^7 световых лет. Это значит, что космические лучи (в основном протоны) с энергией более 10^{20} эВ проходят в целом путь, не превышающий 10^8 световых лет.

Эти факты порождают ряд задач, решить которые в настоящее время нельзя. Во-первых, нет объяснения самому факту существования частиц с такими энергиями. Во-вторых, до сих пор не обнаружено в направлении прихода ни одного источника космических лучей. И наконец, остаются неизвестными процессы, ускоряющие частицы до столь фантастических энергий.

Очевидно, что проблемы физики частиц высоких энергий не ограничиваются этими задачами, и решение практически каждой из них связано с необходимостью иметь рабочую площадь детектора 10^3 — 10^7 км².

В связи с этим возникает естественный вопрос — существуют ли другие, более удобные методы сбора информации с больших площадей.

В 1961—1966 гг. были обоснованы две идеи о возможности детектирования космических лучей посредством анализа когерентного радиоизлучения, сопровождающего широкий атмосферный ливень.

Согласно первой из них [1] причиной радиоэмиссии должен быть черенковский механизм излучения избыточными электронами ливня. Согласно второй [22] эмиссия является следствием взаимодействия заряженных частиц ливня с магнитным полем Земли.

В последующие 15—20 лет интенсивно исследовалась возможность практической реализации этих идей. Было обнаружено несколько важных факторов. Во-первых, амплитуда радиосигнала, вызванного этими механизмами излучения не настолько

велика, как ожидалось [2, 21]. Во-вторых, максимум спектральной плотности радиоэмиссии лежит в диапазоне метровых волн (~ 30 МГц). Наконец, пространственная диаграмма излучения довольно сложна, ее главный лепесток совпадает с направлением оси ливня. Это не позволяет эффективно использовать такое электромагнитное излучение ливня в целях детектирования космических лучей.

ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ, ПОЛОЖЕННЫЕ В ОСНОВУ МЕТОДА РАДИОДЕТЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ

Попытки реализовать радиодетектор продолжаются до настоящего времени. Более того, есть надежда на скорое практическое внедрение метода радиодетектирования. Однако точка зрения на физические принципы метода существенно изменилась. Еще в 1970-х гг. было обнаружено многократное превышение амплитуды радиоимпульса над теоретически предсказанным в диапазоне средних и длинных волн [19]. Теоретический анализ показал [10], что низкочастотная радиоэмиссия может быть результатом торможения δ -электронов ливня. Такой подход к этой проблеме оказался, с нашей точки зрения, весьма перспективным.

Ниже представлены основные результаты теоретических разработок метода, в основу которого положен принцип детектирования космических лучей по тормозному когерентному излучению δ -электронов электрон-фотонной лавины, сопровождающей прохождение частицы высокой энергии через вещество.

Известно, что космическая частица высокой энергии вызывает в веществе (например, в атмосфере) электрон-фотонную лавину с числом частиц, зависящим от ее энергии (например, $N_0 = 10^{10}$ для $W_0 = 10^{19}$ эВ). Каждый из этих электронов (или позитронов) с энергией порядка 10^8 эВ, проходя через вещество, выбивает из атомов так называемый δ -электрон. Процесс его ускоренно-замедленного движения сопровождается излучением электромагнитного импульса с частотным спектром $0 \leq \nu < \infty$. Время, в течение которого электрон-фотонная лавина активно взаимодействует с веществом окружающей среды определяется величиной $\tau = L/c$, где L — величина пройденного пути, а $c = 3 \cdot 10^8$ м/с — скорость распространения лавины.

Поэтому электромагнитные волны, излучаемые δ -электронами в диапазоне частот $0 < \nu < 1/\tau$, на входе радиоприемного устройства сложатся когерентно. Фактически это означает, что мощность излучения в этом диапазоне на много порядков

больше, чем в остальных участках спектра [9].

Важным свойством такой электромагнитной эмиссии является ее пространственная диаграмма излучения. Она описывается простой функцией и практически целиком совпадает с диаграммой направленности полуволнового диполя. В частности, если ось ливня вертикальна, то излучение в попечной плоскости полностью изотропно. Этот факт имеет решающее значение для метода радиодетектирования, т. е. это значит, что для анализа характеристик космической частицы высокой энергии по характеру радиоэмиссии достаточно иметь несколько антенн вместо десятков тысяч сцинтиляционных счетчиков, используемых в современных детекторах.

Теоретический анализ показал также, что амплитуда радиосигнала пропорциональна энергии первоначальной частицы. Однако попытка использовать эмиссию δ -электронов для радиодетектирования широкого атмосферного ливня, по-видимому, будет затруднительна [7, 8], поскольку рабочий диапазон частот в этом случае лежит в области длинных волн ($1/\tau \approx 10^5$ Гц), а он, как известно, чрезвычайно насыщен атмосферными и индустриальными помехами.

Обратимся к численным результатам теоретических оценок напряженности электромагнитного поля радиосигнала. Согласно оценкам [7, 8] для ливня с числом частиц $N_0 = 10^{11}$ (для первоначальной энергии $W_0 = 10^{20}$ эВ) напряженность электрического поля на расстоянии $R_0 = 10^4$ м от электрон-фотонной лавины в частотном диапазоне максимальной интенсивности радиоэмиссии (т. е. $\nu_m \sim 1/\tau$) составляет $E \approx 50$ мкВ/м·МГц. Для широкого атмосферного ливня максимум радиоэмиссии лежит в области частоты 10^5 Гц.

Согласно справочным данным уровень атмосферных помех зависит от времени года и времени суток. Например, для средней полосы европейской части бывшего СССР для частоты 10^5 Гц он лежит в пределах $10^2 < E_{\text{пом}} < 10^5$ мкВ/м·МГц [4], что намного превышает напряженность поля полезного сигнала.

По тем же данным для частот метрового диапазона (~ 30 МГц) уровень помех не превышает несколько микровольт на полосу в 1 МГц, т. е. значительно ниже полезного сигнала. Однако, чтобы реализовать случай $\nu_m \sim 1/\tau \approx 30$ МГц, путь лавины L должен быть таким, чтобы $L/c = \nu_m^{-1} = 0.5 \cdot 10^{-8}$ с, т. е. порядка 5–10 м. Если для атмосферы $L = (3-5) \cdot 10^3$ м, то $L = 5-10$ м будет соответствовать твердому или жидкому веществу, где концентрации атомов в тысячи раз больше [3].

О ПРАКТИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ДЕТЕКТОРА КОСМИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ СУПЕРВЫСОКИХ ЭНЕРГИЙ ($10^{21}-10^{23}$ эВ) С ПОМОЩЬЮ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

Реализовать такие условия в поверхностном слое Земли из-за наличия атмосферы и высокой проводимости почвы невозможно. Расчеты показывают [16, 17], что для этого можно использовать поверхность Луны, площадь которой составляет приблизительно 10^7 км².

Электромагнитные волны метрового диапазона испытывают незначительную дифракцию на сферической поверхности Луны. Поэтому для регистрации сигнала вышедшего из любой точки одного полушария Луны, необходимо расположить приемное устройство на высоте не менее 2000 км. Это легко сделать с помощью искусственного спутника Луны с радиусом орбиты 3700 км ($R_L \approx 1700$ км). В этом случае рабочая площадь детектора близка к 10^7 км² (т. е. площади Луны) и позволяет фиксировать частицы с энергией $W_0 = 10^{23}$ эВ. Учитывая, что $E \sim R_0^{-1}$ и $E \sim W_0 \sim N_0$, нетрудно убедиться на основании предыдущих оценок, что напряженность поля, вызванного электрон-фотонной лавиной в поверхностном слое Луны, составляет $E \approx 250$ мкВ/м·МГц на расстоянии от нее $R_0 = 2000$ км.

Поскольку единственным видом радиопомех являются галактические радиошумы, определяемые температурой неба ($T_a \sim 2 \cdot 10^4$ К), то нетрудно убедиться с помощью формулы Найквиста, что средняя квадратичная амплитуда шумов равна $U = \sqrt{kT_a R_a \Delta\nu} \approx 7$ мкВ, где $R_a = 75$ Ом — входное сопротивление полуволнового вибратора, $\Delta\nu$ — рабочая полоса частот. ЭДС, наводимая в антenne сигналом, равна $U = Eh = 7.5 \cdot 10^{-4}$ В, где $h = \lambda/\pi = 3$ м — действующая высота полуволнового вибратора, $\lambda = 10$ м — длина волны, $k = 1.6 \cdot 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана. Очевидно, что величина полезного сигнала превышает сигнал помехи более чем на два порядка. Такая антenna уверенно зарегистрирует сигнал и от частицы с $W_0 = 10^{22}$ эВ. Амплитуда его в этом случае будет $U = 7.5 \cdot 10^{-5}$ В, что на порядок больше галактических радиошумов. Для энергий космической частицы $W_0 = 10^{21}$ эВ высоту спутника следует уменьшить на порядок (т. е. $R_0 = 100$ км), тогда сигнал увеличивается до прежней величины $U = 7.5 \cdot 10^{-5}$ В. Рабочая площадь детектора в этом случае снизится до 10^5 км², что соответствует частоте событий ~ 5000 год⁻¹.

Следует упомянуть также отсутствие атмосферных помех и влаги на Луне. Электромагнитные

волны практически не поглощаются при выходе на поверхность сухого грунта.

Даже в простейшем варианте одного спутника можно решить несколько неразрешимых на Земле задач. Например, установить величину показателя спектра γ , проверить гипотезу о реликтовом обрезании энергетического спектра, оценить величину анизотропии космических лучей при энергиях 10^{21} — 10^{23} эВ. Наличие двух или более спутников с несколькими антеннами даст возможность определить траекторию частицы и попытаться найти ее источник.

РЕГИСТРАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ ВЫСОКОЙ ЭНЕРГИИ (10^{22} — 10^{23} эВ) С ПОМОЩЬЮ РАДИОТЕЛЕСКОПА

Очевидно, реализация проекта с искусственным спутником Луны потребует значительных материальных затрат. Поэтому такая идея нуждается в предварительной проверке. Например, в лабораторных условиях вызвать электрон-фотонную лавину частицей с энергией $\sim 10^{15}$ эВ. Однако пока таких ускорителей нет.

Предварительные опыты можно провести, не выходя в космическое пространство. Более того, есть возможность непосредственно убедиться в принципиальной возможности зафиксировать радиосигналы, вызванные прохождением космической частицы через поверхность Луны [16, 17]. Расстояние от Земли до Луны приблизительно в 400 раз больше, чем от спутника до Луны, и напряженность поля сигнала на Земле составит 1.2 мкВ/м.МГц , что недостаточно для регистрации обычными антеннами. Однако мощность, выделяемая в нагрузке согласованной антенны, пропорциональна ее эффективной площади A : $P = A|S|$, где S — вектор Умова—Пойтинга. Поэтому применением антенн с большей площадью можно добиться значительного превышения сигнала над радиошумами. Например, антenna декаметрового радиотелескопа УТР-2 (г. Харьков) на частоте 30 МГц имеет эффективную площадь $A = 10^5 \text{ м}^2$, что в 100 раз больше, чем для полуволнового диполя ($A = D_0\lambda^2/(4\pi) \approx 13 \text{ м}^2$). Сравним амплитуду сигнала на клеммах антенны с галактическими радиошумами, которые для этого диапазона дают основной вклад в общий шум. Известно, что полная энергия ΔW , выделяемая в нагрузке антенны в частотном интервале $\Delta\omega$, равна $\Delta W = \epsilon_0 c E^2(\omega) A \Delta\omega / \pi$. Амплитуда сигнала на нагрузке R выражается как $U = \sqrt{\Delta W R / \tau}$, где $\tau = 3 \cdot 10^{-8} \text{ с}$ — длительность импульса. Среднюю квадратичную амплитуду шумов определяем по

формуле Найквиста для согласованной нагрузки $U^2 = kT\Delta\nu R$, где $T = 2 \cdot 10^4 \text{ К}$ — шумовая температура антенны. Отсюда отношение сигнал-шум $U_s/U_n = [2\epsilon_0 c E^2(\omega) A / (kT\tau)]^{1/2} \approx 250$, где $\epsilon_0 = 8.85 \cdot 10^{-12} \text{ Ф/м}$, $c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$, $E(\omega) = 1.2 \cdot 10^{-12} \text{ В/МГц}$, $A = 10^5 \text{ м}^2$, $k = 1.4 \cdot 10^{-23} \text{ Дж/К}$. Очевидно, что результат более чем обнадеживающий.

Эти оценки показывают также, что можно наблюдать частицы даже с энергией 10^{22} эВ. В этом случае частота событий увеличивается в 50 раз. Абсолютное число событий в единицу времени можно указать только приблизительно, так как показатель энергетического спектра в области энергий 10^{22} — 10^{23} эВ пока неизвестен. Если принять значение $\gamma \approx 2.7$ [15], то число частиц N_1 с энергией 10^{23} эВ, пересекающих одно полушарие Луны, должно составлять $N_1 = 0.2 \cdot 10^4 (W_0)^{-1.7} S_M t_0 = 60 \text{ год}^{-1}$ (здесь $S_M = 2 \cdot 10^{13} \text{ м}^2$ — площадь Луны, $t_0 = 3 \cdot 10^9 \text{ с}$ и $W_0 = 10^{14} \text{ ГэВ}$).

Кроме шумов космического происхождения, в радиочастотный канал детектора могут проникнуть импульсные индустриальные помехи, особенно через силовые цепи установки. Однако их устранение не является принципиальной проблемой, а представляет собой техническую задачу с известным решением. Более того, конструкция антенны позволяет использовать ее второй «луч», не направленный на Луну. Если эту часть антенны подключить к такому же приемнику, то можно воспользоваться схемой антисовпадений. Техногенный сигнал пройдет по обоим каналам одновременно, а космический — только из одного приемника.

РЕГИСТРАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛУЧЕЙ ВЫСОКОЙ ЭНЕРГИИ ПОСРЕДСТВОМ НАБЛЮДЕНИЯ ОТРАЖЕННОГО ОТ ИОНОСФЕРЫ СИГНАЛА

Существует еще одна возможность провести предварительные эксперименты, не отправляясь в космос [18]. Как известно, подавляющая часть ледового покрытия Антарктиды находится на высоте около 3.5 км на уровне моря, и путь, пройденный в атмосфере вертикальным ливнем с первоначальной энергией 10^{22} — 10^{23} эВ, составляет там всего 18 t -единиц (вся атмосфера до уровня моря 28 t -единиц). Максимум ливня с такой энергией должен находиться на глубине 35 t -единиц, т. е. приблизительно на 2 км ниже уровня моря. Другими словами, у поверхности льда даже наклонный ливень только начнет развиваться ($S \approx 0.7$), и число частиц на этой стадии на порядок меньше, чем в максимуме N_0 , а эффективная часть ливня (с точки зрения количества частиц в нем) будет полностью

проходить через лед. Эти оценки остаются справедливыми даже при угле наклона ливня 30° . Элементарные оценки показывают также, что длина пути ливня L , на которой число частиц его изменяется в несколько раз, составляет приблизительно $20 t$ -единиц или $L = 7.5$ м для льда. Если не учитывать близость поверхности льда к источнику ($h \sim \lambda$) излучения, то протяженность электромагнитного импульса L_1 , вышедшего в атмосферу (например, для вертикальной лавины), будет определяться зависимостью $L_1 = L(\sqrt{\varepsilon - \sin^2 \alpha} + 1)$, где $\varepsilon \approx 3$ – диэлектрическая проницаемость льда, а α – угол между направлением выхода и вертикалью. Для среднего угла $\alpha = 45^\circ$ величина $L_1 \approx 20$ м. Это значит, что когерентный прием можно осуществлять на длинах волн $\lambda_{\min} > 2L > 40$ м.

Так как на частотах порядка нескольких мегагерц тангенс угла потерь для льда $\operatorname{tg}\delta \approx 0.2$ [13], то показатель поглощения

$$\chi = \left[\frac{\varepsilon}{2} (1 + \operatorname{tg}^2 \delta - 1) \right]^{1/2}$$

равен приблизительно 0.18, и уменьшение амплитуды волны в e раз происходит на длине пути $l > c/\omega\chi = 25$ м. Это существенно больше, чем L , и следовательно, поглощением излучения во льду на этом пути можно пренебречь. Пространственная диаграмма этого излучения близка к диаграмме диполя Герца, и поэтому с достаточно высокой интенсивностью волны будут излучаться не только под низкими, но и под высокими углами к горизонту. Это обстоятельство создает благоприятные условия для регистрации отраженной от ионосферы волны почти без потерь практически на всем математике.

Если первоначальная частица имеет энергию 10^{23} эВ, то напряженность поля электромагнитного импульса, вызванного электрон-фотонной лавиной на расстоянии 1000 км, будет иметь значение около 10^3 мкВ/м.МГц. Это очень высокая напряженность, и для сравнения достаточно указать, что согласно данным нескольких исследовательских групп напряженность зарегистрированного электрического поля радиоимпульса, вызванного взаимодействием ШАЛ с магнитным полем Земли, составляла всего около 10 мкВ/м.МГц в области частот 30 МГц с максимальной интенсивностью излучения [2]. При регистрации отраженного от ионосферы радиосигнала нужно учитывать ее состояние в этом географическом районе и прогнозируемые значения максимально применяемых частот (МПЧ).

Напряженность поля радиосигнала от космиче-

ских частиц с энергиями более 10^{22} эВ в десять раз меньше при том же удалении от источника. Однако на этой площади полный поток таких частиц с такой энергией предположительно больше на полтора-два порядка, чем для диапазона энергий $W_0 \geq 10^{23}$ эВ. Это позволяет почти без изменения частоты событий (по отношению к $W_0 = 10^{23}$ эВ) уменьшить контролируемую площадь во столько же раз, что, в свою очередь, приведет к необходимости регистрировать радиоимпульсы, направление которых составит существенно больший угол с горизонтом. В этом случае МПЧ понизится. Однако даже в августе МПЧ на этих широтах составляет 3–4 МГц [11].

Для способа регистрации космических лучей сверхвысоких энергий посредством приема отраженного от ионосферы радиосигнала характерен такой же недостаток, как и для радиотелескопа: невозможно установить точное направление прихода космической частицы из-за неконтролируемого поворота плоскости поляризации радиоволны после ее взаимодействия с плазмой в магнитном поле Земли [6]. Этот недостаток связан с нестабильностью условий в верхних слоях атмосферы и, по-видимому, не может быть восполнен. Однако оба этих способа могут дать представление, например, об энергетическом спектре космических лучей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из двух представленных выше вариантов проверки метода радиодетектирования космических лучей высокой энергии, первый кажется наиболее предпочтительным. Для его реализации можно использовать уникальный радиотелескоп Радиоастрономического института Национальной академии наук Украины (г. Харьков). Антenna радиотелескопа имеет широкий диапазон частот (15–32 МГц), и ее электрическая система управления позволяет ориентировать луч в пределах конуса с углом $\pm 70^\circ$ от вертикали. Диаграмма антennы содержит несколько лучей, что позволяет два из них использовать в системе антисовпадений. Ширина данного луча практически полностью покрывает Луну (0.5°). Телескоп достаточно удален от промышленных объектов. Можно надеяться, что удачное завершение этого эксперимента будет стимулировать реализацию метода радиодетектирования космических лучей с помощью космических аппаратов.

Представляет также интерес реализация при благоприятных обстоятельствах пробного эксперимента в Антарктиде.

1. Аскарьян Г. А. Когерентное радиоизлучение от космических ливней в воздухе и в плотных средах // ЖЭТФ.—1965.—48.—С. 988—990.
2. Атрашкевич В. Б., Веденеев О. В., Аллан Х. Р. и др. Напряженность электрического поля радиоизлучения ШАЛ // Ядерная физика.—1978.—28, № 3(9).—С. 712—716.
3. Беленький С. З. Лавинные процессы в космических лучах. — М.: ОГИЗ, 1948.—243 с.
4. Бобров Н. В., Максимов Г. В., Мичурин В. Н. и др. Радиоприемные устройства. — М.: Сов. радио, 1971.—495 с.
5. Гинзбург В. Л. Астрофизика космических лучей // Успехи физ. наук.—1966.—166, № 2.—С. 169—183.
6. Гинзбург В. Л. Распространение электромагнитных волн в плазме. — М.: Наука, 1967.—683 с.
7. Голубничий П. И., Филоненко А. Д. Радиоизлучение в диапазоне средних и низких частот, вызванное широким атмосферным ливнем // Письма в ЖТФ.—1994.—20, № 12.—С. 57—61.
8. Голубничий П. И., Филоненко А. Д. Радиодетектирование атмосферных ливней супервысоких энергий // Письма в ЖТФ.—1994.—20, № 23.—С. 59—62.
9. Голубничий П. И., Филоненко А. Д. Когерентное низкочастотное излучение, вызванное δ -электронами широких атмосферных ливней // Укр. физ. журн.—1996.—41, № 7—8.—С. 696—699.
10. Голубничий П. И., Филоненко А. Д., Яковлев В. И. Низкочастотное радиоизлучение ШАЛ и возможность его использования в методе радиодетектирования // Изв. РАН. Сер. физ.—1994.—58, № 12.—С. 115—118.
11. Долуханов М. П. Распространение радиоволн. — М.: Связь, 1972.—336 с.
12. Зацепин Г. Т., Кузьмин В. А. О верхней границе спектра космических лучей // Письма в ЖЭТФ.—1966.—4.—С. 114—116.
13. Кэй Дж., Лэби Т. Таблицы физических и химических постоянных. — М., 1962.—247 с.
14. Лонгейр М. Астрофизика высоких энергий. — М.: Мир, 1984.—396 с.
15. Мурзин В. С. Введение в физику космических лучей. — М.: Изд-во МГУ, 1988.—319 с.
16. Филоненко А. Д. Детектирование космических лучей с первоначальной энергией 10^{22} — 10^{23} эВ с помощью радиотелескопа // Изв. РАН. Сер. физ.—1997.—61, № 3.—С. 543—546.
17. Филоненко А. Д. Перспективы детектирования космических лучей супервысоких энергий // Письма в ЖТФ.—1997.—23, № 10.—С. 57—62.
18. Филоненко А. Д. Регистрация космических лучей высокой энергии посредством наблюдения отраженного от ионосфера радиосигнала // Письма в ЖТФ.—1998.—24, № 24.—С. 65—68.
19. Филоненко А. Д. О вкладе переходного излучения в механизм радиоэмиссии широкого атмосферного ливня на низких частотах // Изв. РАН.—1999.—63, № 3.—С. 565—567.
20. Христиансен Г. Б., Вашкевич В. В., Веденеев О. В. и др. Установка ШАЛ-1000 // Изв. АН СССР. Сер. физ.—1989.—53, № 2.—С. 286—289.
21. Jelley J. V., Charman W. N., Fruin J. H. Radio pulses from extensive air showers // Nuovo Cimento.—1966.—46A, N 4.—P. 649—667.
22. Kahn F. D., Lerche I. Radiation from cosmic ray air showers // Proc. Phys. Soc., A.—1966.—289.—P. 206—213.
23. Scharzschild B. Auger project seek to study highest energy cosmic rays // Physics to day.—1997.—50, N 2.—P. 19—21.

DETECTION OF COSMIC RAYS OF SUPERHIGH ENERGIES WITH A MOON'S ARTIFICIAL SATELLITE

P. I. Golubnichii and A. D. Filonenko

Previously published results of the radio detection of cosmic rays are generalized. Fundamental achievement over the 1965—1985 period are analyzed. Physical radio emission mechanism due to the motion of δ -electrons in an extensive air shower are discussed. We conclude that a radio detector can be most successfully realized in the outer space, for example, on an artificial satellite of the Moon. In this case cosmic rays of superhigh energies (10^{21} — 10^{23} eV) can be investigate. Two projects of radio detectors of cosmic rays are discussed. The first one is associated with the decameter radiotelescope UTR-2, and the second one suggests the detection of signals reflected from the ionosphere. That signal is generated by the motion of a shower through the Antarctic ice.

УДК 629.78

Ринок запусков космических объектов (теория вопроса)

В. Ф. Присняков, Л. М. Приснякова

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 14.01.99

Метою роботи є розробка математичної моделі попиту та пропозиції ринкової економіки взагалі, та ринку космічних послуг зокрема. Теоретична формула попиту порівнюється з кривими попиту, отриманими фірмою Бойнг. Визначена рівноважна ринкова ціна. Розглянута динаміка космічного ринку. Розрахунки проведені для параметрів, близьких до ринку космічних послуг.

ВВЕДЕНИЕ

Сложность математического моделирования экономических процессов объясняется их нестационарностью, а также невозможностью ставить идеализированные экономические эксперименты. Поэтому математическое описание таких важнейших характеристик в экономике, как функции спроса и предложения, отсутствует. Несмотря на то, что рынок представляет собой институт, в котором контактирует человек-покупатель (предъявитель спроса) и продавец (представитель предложения) отдельных товаров и услуг, достижения психологии практически не используются в экономике, хотя ясно, что этот контакт носит и психологический характер. Необходимость теоретического описания рынка космической техники вызывается, прежде всего, его короткой историей, отсутствием каких-либо эмпирических данных, секретностью большей части экономических и технологических показателей ПКТ.

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Под спросом подразумевают покупку в течение некоторого времени определенного продукта как реакцию на его цену. Связь между величиной

спроса продукта в единицу времени (темпер спроса) и его ценой, которую потребители готовы заплатить, называют *кривой спроса*. Как видно из рис. 1, уменьшение цены p ведет к увеличению величины спроса, и наоборот. Эту кривую спроса можно трактовать как реакцию покупателя в виде принимаемого решения о покупке товара на «раздражение» в виде его цены.

При рассмотрении теоретической модели кривой спроса мы будем учитывать два основных фактора — темп спроса \bar{Q}_d и цену товара p (остальные факторы принимаются неизменными).

Если цена на товар уменьшается, то он становится более привлекательным для потенциальных покупателей.

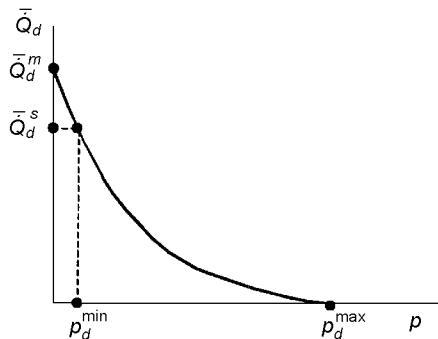


Рис. 1. Кривая спроса

В настоящей модели мы будем исходить из психофизических представлений о человеческих действиях: кривая спроса является следствием принятия решения человеком после воздействия «раздражителем» в виде цены товара [2]. Примем, что уменьшение темпа спроса $d\dot{Q}_d$ за время $d\tau$ определяется уменьшением числа потенциальных для цены $p + dp$ покупателей. Это уменьшение будет пропорционально темпу потребления \dot{Q}_d , уменьшенному на некий темп потребления товара \dot{Q}_d^∞ , который будут покупать всегда, независимо от роста цен. Поэтому времененная модель спроса может быть представлена следующим дифференциальным уравнением:

$$\frac{d\dot{Q}_d}{d\tau} = - \frac{\dot{Q}_d - \dot{Q}_d^\infty}{T}, \quad (1)$$

где T — постоянная времени процесса изменения спроса (или, точнее, постоянная времени доведения до покупателей изменения цен на товары — время, в течение которого параметры изменяются на $2/3$ своей номинальной величины).

Решение этого уравнения имеет следующий вид (при начальном условии $\tau = 0, \dot{Q}_d = \dot{Q}_d^m$):

$$\bar{\dot{Q}}_d = \bar{\dot{Q}}_d^\infty + (1 - \bar{\dot{Q}}_d^\infty) \exp(-\bar{\tau}), \quad (2)$$

где

$$\bar{\dot{Q}}_d^\infty = \dot{Q}_d^m / \dot{Q}_d^m; \quad \bar{\tau} = \tau/T; \quad \bar{\dot{Q}}_d = \dot{Q}_d / \dot{Q}_d^m.$$

В качестве нормирующей величины введен темп максимального спроса \dot{Q}_d^m , когда его цена настолько мала, что товар могут покупать не только для непосредственного потребления, но и в запас или даже для других потребностей. Очевидно, что величина \dot{Q}_d^m определяется возможностями производства.

Другая наибольшая величина спроса товара \dot{Q}_d^s соответствует возможностям его полного удовлетворения (полного насыщения товаром) при некоторой минимальной приемлемой цене p_d^{\min} . Мы считаем, что $\dot{Q}_d^m \approx \dot{Q}_d^s$, и в качестве нормирующей приняли \dot{Q}_d^m .

Так как $\dot{Q}_d = f(p(\tau))$, то (1) можно переписать следующим образом:

$$\frac{d(\bar{\dot{Q}}_d - \bar{\dot{Q}}_d^\infty)}{\bar{\dot{Q}}_d - \bar{\dot{Q}}_d^\infty} = - \frac{dp}{\dot{p}T}, \quad (3)$$

где $\dot{p} = dp/d\tau$ — темп изменения цены на товар (считаем постоянной величиной).

В качестве нормирующей величины для цены примем произведение $p_d = \dot{p}T$, что позволяет оперировать в дальнейшем безразмерной ценой $\bar{p} =$

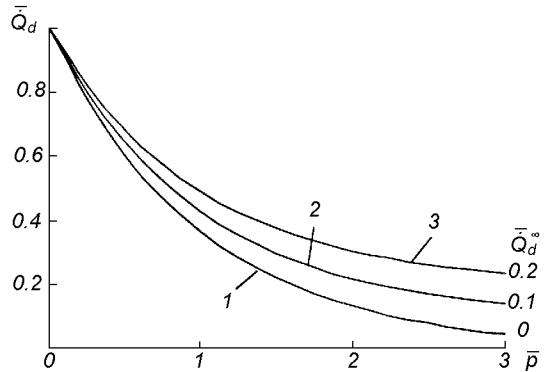


Рис. 2. Теоретическая кривая спроса, рассчитанная по формуле (4)

$= p/p_d = p/(\dot{p}T)$. Решение уравнения (3) при граничном условии $\bar{p} = 0, \bar{\dot{Q}}_d = 1$ представляет вид теоретической кривой спроса следующим образом:

$$\bar{\dot{Q}}_d = \bar{\dot{Q}}_d^\infty + (1 - \bar{\dot{Q}}_d^\infty) \exp(-\bar{p}). \quad (4)$$

Отсюда нетрудно найти выражение для эластичности спроса

$$\frac{\partial \bar{\dot{Q}}_d}{\partial \bar{p}} = - (1 - \bar{\dot{Q}}_d^\infty) \exp(-\bar{p}). \quad (5)$$

Кривая спроса, рассчитанная по формуле (4) при разных значениях параметра \dot{Q}_d^∞ , представлена на рис. 2. Как видно, эта кривая качественно соответствует обычным изображениям кривых спроса.

В настоящее время известны кривые спроса запусков космических объектов, представленные фирмой «Боинг». Кривые спроса, показанные на рис. 3, дают зависимость годовых потребностей массы различных аппаратов на низкой орбите для трех случаев прогнозов: низкой, средней и высокой вероятности. Мы определили для каждого случая величину максимального спроса \dot{Q}_d^m , нормирующую цену p_d и минимальный постоянный спрос на массу запускаемых объектов \dot{Q}_d^∞ . Расчетные кривые получены по (4); точки — прогноз спроса на космические услуги по данным фирмы «Боинг». Как хорошо видно, теоретическое выражение для кривой спроса соответствует реальным прогнозам, что позволяет рекомендовать формулу (4) к использованию на практике, для анализа и управления процессом спроса на космическую продукцию. Из рассмотрения кривых видно, что вначале при малых относительных ценах (до $\bar{p} < 2$) имеет место резкий спад спроса с увеличением цены, а затем масса космических объектов на орбите практически становится независимой от цены, т. е. темп запусков, равный $5 \div 7 \%$

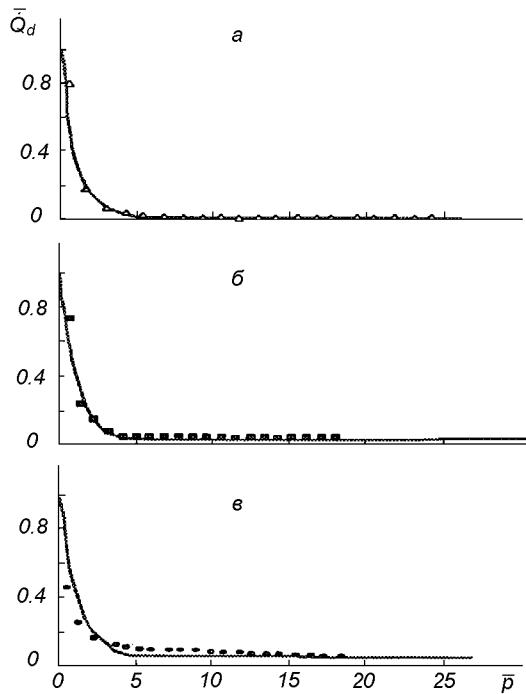


Рис. 3. Кривые спроса запусков космических объектов (темпа спроса на массу космических объектов на низкой орбите в год) по прогнозам фирмы «Боинг» (точки) и расчет по (4): *а* — низкая вероятность; *б* — средняя вероятность; *в* — высокая вероятность

от максимально возможного, будет реализовываться всегда.

ФОРМУЛА ПРЕДЛОЖЕНИЯ

Если Q — абсолютное количество товара на рынке в момент τ , равное

$$Q(\tau) = \Theta \dot{Q}_d, \quad (6)$$

где Θ — время пребывания товара на рынке, то балансовое уравнение для этого товара можно записать следующим образом:

$$\frac{dQ}{d\tau} = \dot{Q}_s(\tau - \tau_s) - \dot{Q}_d, \quad (7)$$

где τ_s — время, определяющее темп производства новой партии товара от принятия решения о его выпуске до его поступления на рынок; \dot{Q}_s — поток товаров, поступающих из предприятий на рынок (т. е. темп предложения).

Функцию с запаздыванием $\dot{Q}_s(\tau - \tau_s)$ запишем в виде:

$$\dot{Q}_s(\tau - \tau_s) = \dot{Q}_s(\tau) - \tau_s \frac{d\dot{Q}_s(\tau)}{d\tau}. \quad (8)$$

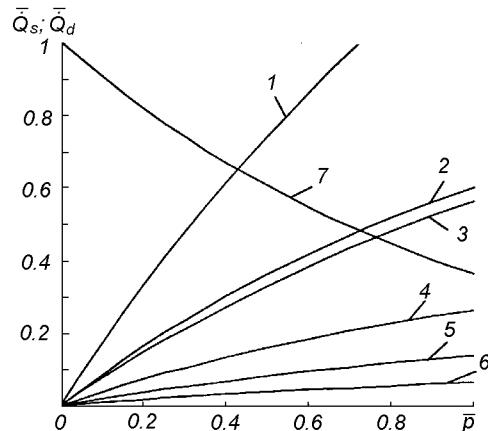


Рис. 4. Кривые предложения и спроса, рассчитанные по формуле (10)

Тогда дифференциальное уравнение предложения запишется следующим образом:

$$\frac{d\dot{Q}_s}{dp} - \frac{\dot{Q}_s}{\bar{\tau}_s} = \frac{(\bar{\Theta} - 1)(1 - \dot{Q}_d^\infty)}{\bar{\tau}_s} \exp(-p) - \frac{\dot{Q}_d^\infty}{\bar{\tau}_s}, \quad (9)$$

где $\bar{\tau}_s = \tau_s/T$; $\bar{\Theta} = \Theta/T$.

Решение этого уравнения дает функцию, определяющую предложение:

$$\begin{aligned} \dot{Q}_s = \psi & \left\{ \exp \left[\frac{p - (1 + \bar{\tau}_s)p_0}{\bar{\tau}_s} \right] - \exp(-p) \right\} + \\ & + \dot{Q}_d^\infty \left[1 - \exp \left(\frac{p - p_0}{\bar{\tau}_s} \right) \right], \end{aligned} \quad (10)$$

где

$$\psi = \frac{(\bar{\Theta} - 1)(1 - \dot{Q}_d^\infty)}{1 + \bar{\tau}_s}.$$

В частном случае нулевой себестоимости ($p_0 = 0$) имеем простейший вид функции предложения

$$\begin{aligned} \dot{Q}_s = \psi & [\exp(p/\bar{\tau}_s) - \exp(-p)] + \\ & + \dot{Q}_d^\infty [1 - \exp(p/\bar{\tau}_s)]. \end{aligned} \quad (11)$$

Как видно из формулы (10), на кривую предложения влияют: время пребывания товара на рынке Θ , время запаздывания выпуска товара τ_s , себестоимость товара p_0 , цена товара p и темп ее изменения \dot{p} , постоянная времени процесса изменения спроса T . Кроме того, в предложенной модели функция предложения зависит от всех величин, которые влияют и на спрос, ибо вместо $\exp(-p)$ можно поставить равную величину \dot{Q}_d .

Из формулы (10) нетрудно найти и выражение

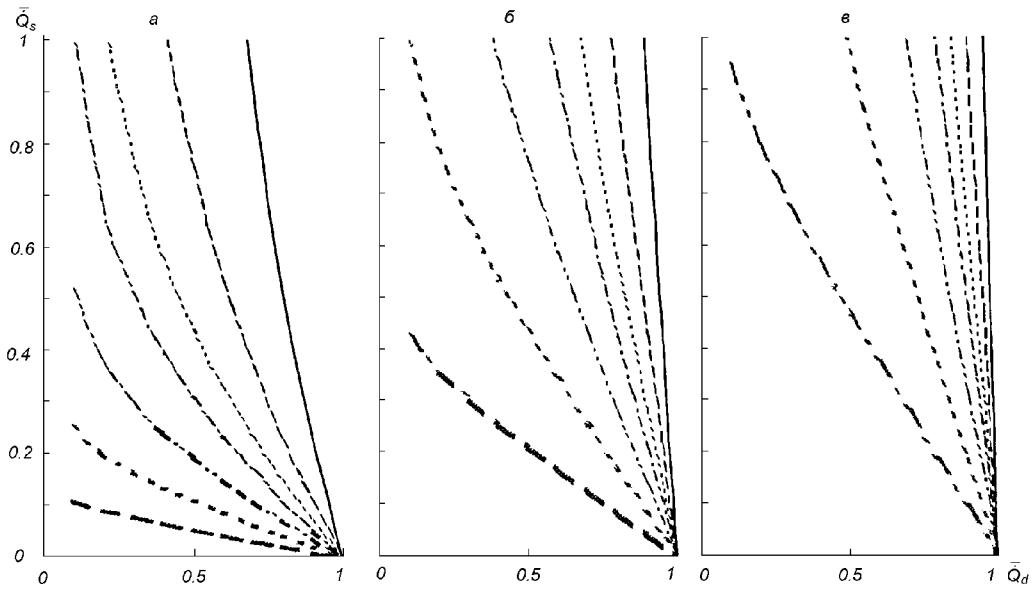


Рис. 5. Зависимость предложения от спроса для различных $\bar{\tau}_s$

для эластичности предложения:

$$\frac{\partial \bar{Q}_s}{\partial p} = \psi \left\{ \frac{1}{\bar{\tau}_s} \exp \left[\frac{\bar{p} - (1 + \bar{\tau}_s)\bar{p}_0}{\bar{\tau}_s} \right] + \exp(-\bar{p}) \right\} - \frac{\bar{Q}^\infty}{\bar{\tau}_s} \exp \left(\frac{\bar{p} - \bar{p}_0}{\bar{\tau}_s} \right). \quad (12)$$

При помощи приведенных зависимостей можно анализировать влияние различных факторов на эластичность предложения. Напомним, что спрос считается эластичным, когда $\partial Q / \partial p > 1$, и неэластичным в противном случае.

На рис. 4 представлены расчеты по (10) при различных значениях времени пребывания товара на рынке Θ (и равных других параметрах $\bar{\tau}_s$, \bar{p}_0 , \bar{Q}_d^∞). Видно, что уменьшение этого времени уменьшает эластичность предложения. Из анализа (10) или (11) также следует, что увеличение времени запаздывания выпуска товара $\bar{\tau}_s$ уменьшает эластичность предложения. При $\bar{\tau}_s \rightarrow 0$ линия предложения приближается к оси ординат, т. е. становится вертикальной. Видно также, что увеличение цены увеличивает темп предложения.

РАВНОВЕСНАЯ ЦЕНА

Если привести на одном графике кривые спроса и предложения, то они пересекутся в точке, которая представляет собой рыночную, или равновесную

цену. Выражение равновесной цены можно получить при приравнивании выражений (4) и (10) (или (11)), т. е. при $\dot{Q}_s(\bar{p} = \bar{p}^*) = \dot{Q}_d(p = p^*)$, где p^* — равновесная цена. Для частного случая пренебрежения величиной себестоимости товара (т. е. для $p_0 = 0$) и для простоты при $\dot{Q}_d^\infty = 0$ имеем следующую простейшую формулу для \bar{p}^* :

$$\bar{p}^* = \frac{\bar{\tau}_s}{(1 + \bar{\tau}_s)} \ln \left(\frac{\Theta + \bar{\tau}_s}{\Theta - 1} \right). \quad (13)$$

Видно, что равновесная цена является функцией $\bar{\tau}_s$, Θ , T , \dot{p} , т. е. основными факторами, влияющими на равновесную цену, являются *временные факторы*. Равновесная цена полностью соответствует общественной стоимости товара, т. е. продукта изготовлено столько, сколько нужно покупателю. Эту величину можно вычислить, например, по формуле (4) при подстановке в нее значения равновесной цены:

$$\begin{aligned} (\bar{Q}_d)^* &= \exp \left[\ln \left(\frac{\Theta + \bar{\tau}_a}{\Theta - 1} \right)^{-\bar{\tau}_s / (1 + \bar{\tau}_s)} \right] = \\ &= \left(\frac{\Theta + \bar{\tau}_a}{\Theta - 1} \right)^{-\bar{\tau}_s / (1 + \bar{\tau}_s)}. \end{aligned} \quad (14)$$

Видно, что величина спроса (равная величине предложения) на товар для удовлетворения потребностей покупателей, которых устраивает определенная цена, зависит тоже от временных факторов — $\bar{\tau}_s$, Θ и T .

Интересно в этой связи найти время, в течение которого на рынке устанавливается равновесие между спросом и предложением. Нестационарное состояние системы «спрос—предложение» описывается уравнением

$$\bar{\tau}_s \frac{d\bar{Q}_s}{d\bar{\tau}} - \bar{Q}_s = (\bar{\Theta} - 1)(1 - \bar{Q}_d^\infty) \exp(-\bar{\tau}) - \bar{Q}_d^\infty. \quad (15)$$

Решение этого уравнения может быть представлено таким образом (при начальном условии $\tau = 0$, $\dot{Q}_s^\infty = 0$):

$$\begin{aligned} \dot{\bar{Q}}_s &= \frac{(\bar{\Theta} - 1)(1 - \bar{Q}_d^\infty)}{(1 + \bar{\tau}_s)} [\exp(\bar{\tau}/\bar{\tau}_s) - \exp(-\bar{\tau})] + \\ &+ \bar{Q}_d^\infty [1 - \exp(\bar{\tau}/\bar{\tau}_s)]. \end{aligned} \quad (16)$$

Приравнивая это выражение для $\dot{\bar{Q}}_s$ формуле (2) для \dot{Q}_d , получаем значения промежутка времени, за который спрос сравняется с предложением:

$$\bar{\tau}^* = \frac{\bar{\tau}_s}{(1 + \bar{\tau}_s)} \ln \left(1 + \frac{1}{\psi - 1} \right). \quad (17)$$

ДИНАМИКА СИСТЕМЫ «СПРОС-ПРЕДЛОЖЕНИЕ»

Связем между собой темп спроса \dot{Q}_d и предложения \dot{Q}_s , для чего воспользуемся формулами (2) и (15). Исключив время, получим (для простоты при $\dot{Q}_d^\infty = 0$):

$$\dot{\bar{Q}}_s = \psi \left(\bar{Q}_d^{-1/\bar{\tau}_s} - \bar{Q}_d \right). \quad (18)$$

Расчеты по этой формуле при различных значениях временных факторов Θ , $\bar{\tau}_s$, T представлены на рис. 5, откуда хорошо видно, что с увеличением спроса предложение уменьшается по гиперболе.

С увеличением параметра $\psi = \frac{1 - \bar{\theta}}{1 + \bar{\tau}_s}$ за счет увеличения времени пребывания товара на рынке Θ при фиксированном $\bar{\tau}_s$ кривая $\dot{\bar{Q}}_s = f(\bar{Q}_d)$ сдвигается вверх—вправо, а с увеличением времени запаздывания $\bar{\tau}_s$ крутизна этой кривой уменьшается. Отметим, что численные значения принятых параметров $\bar{\tau}_s$ и $\bar{\theta}$ ориентировочно выбирались близкими к их значениям в ракетно-космической технике.

Систему «спрос—предложение» можно предста-

вить как звено регулирования, на вход в которое подается отклонение предложения $\delta\dot{Q}_s$, а на выходе — отклонение спроса $\delta\dot{Q}_d$. Записывая в отклонениях уравнение (7) с учетом (6), т. е.

$$\Theta \frac{d\delta\dot{Q}_d}{d\tau} = \delta\dot{Q}_s(\tau - \tau_s) - \delta\dot{Q}_d, \quad (19)$$

получаем после преобразования Лапласа

$$(1 + s\Theta)\bar{\dot{Q}}_d(s) = \exp(-s\tau^*)\bar{\dot{Q}}_s(s) \quad (20)$$

выражение для передаточной функции

$$W(s) = \frac{\bar{\dot{Q}}_d(s)}{\bar{\dot{Q}}_s(s)} = \frac{\exp(-s\tau^*)}{1 + s\Theta}. \quad (21)$$

Переходная функция системы «спрос—предложение» получается, как известно из ТАР, в случае предложения в виде единичной ступенчатой функции

$$\delta\bar{\dot{Q}}_s = 1(\tau) = \begin{cases} 1, & \tau > 0, \\ 0, & \tau \leq 0. \end{cases} \quad (22)$$

из решения уравнения (19) при условии (22):

- при $\tau \geq \tau_s$: $\delta\bar{\dot{Q}}_d = 1 - \exp\left(\frac{\tau_s - \tau}{\Theta}\right)$;
- при $\tau < \tau_s$: $\delta\bar{\dot{Q}}_d = 0$.

В заключение отметим, что рассмотренным способом можно получить и исследовать другие передаточные функции, например, если на вход подавать не $\delta\dot{Q}_s$, а определяемое при помощи, например, (19) отклонение цены $\delta\bar{p}$.

1. Присняков В. Ф. Введение в нестационарную макроэкономику. Учеб. пособие. — Днепропетровск: ДГУ, 1996.— 124 с.
2. Присняков В. Ф., Приснякова Л. М. Математическое моделирование переработки информации оператором человеко-машинных систем. — М.: Машиностроение, 1990.— 200 с.

SPACE SERVICE MARKET (THEORETICAL ASPECT)

V. F. Prisniakov and L. M. Prisniakova

We propose a mathematical model of the demand and supply in the market economics and in the market of space services, in particular. A theoretical demand formula and a real curve demand are compared. The market equilibrium price is defined. The space market dynamics is studied. The calculations are carried out for the parameters which are close to the market of space services.