

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

ІЧÔÈÄÉ-ÅÉÇÈÆÊÙÌËË

ÀÔÉÌÇÏ

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

КИЇВ

À Þ Ø 2 , ¶ 1 – 2 , 1 9 9 6

KYIV

ЗМІСТ

Кислюк В. С., Шкуратов Ю. Г., Яцків Я. С. Космічні дослідження Місяця: задачі, можливості і перспективи української науки і техніки

Немошканенко В. В. Дослідження місячного реголіту

Шкуратов Ю. Г., Станкевич Д. Г., Корниченко Ю. В., Качанов А. С., Сербин В. І. Підходи до проведення експериментів «Янус» на лунном полярном спутнике

Зверєва А. М. Измерения яркости неба с поверхности Луны на аппарате «Луноход-2» (эксперимент Крымской астрофизической обсерватории)

Костык Р. И., Кесельман И. Г., Осипов С. Н., Лебедев Н. И., Ораевский В. Н., Жугжда Ю. Д., Копаев И. Н. Гелиосейсмологический эксперимент КОРОНАС—ДИФОС

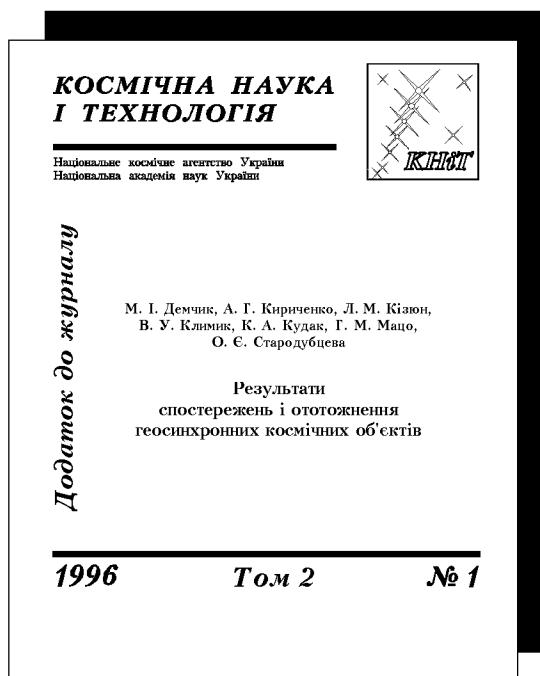
Пискорж В. В., Кирилюк В. М., Верещак А. П. Радіометрические системы с синтезированием апертуры для исследования природных ресурсов земли из космоса. III. Метрологический анализ

CONTENTS

- 3 Kyslyuk V. S., Shkuratov Yu. G., and Yatskiv Ya. S. Exploration of the Moon from space: tasks, potentialities, and prospects of the Ukrainian science and engineering
- 16 Nemoshkalenko V. V. Investigation of the lunar regolith
- 24 Shkuratov Yu. G., Stankewych D. G., Kornienko Yu. V., Kachanov A. S., and Serbin V. I. Proposals on the experiments "Janus" on board a lunar polar satellite
- 31 Zvereva A. M. Sky brightness measurements made by the "Lunokhod-2" apparatus from the lunar surface (a Crimean Astrophysical Observatory experiment)
- 34 Kostyk R. I., Keselman I. G., Osypov S. N., Lebedev N. I., Oraevskyi V. N., Zhugzda Y. D., Kopaev I. M. Helioseismological CORONAS—DIFOS experiment
- 41 Piskorzh V. V., Kyryliuk V. M., and Vereschak A. P. Radiometric aperture synthesis system for remote sensing of Earth's natural resources from space. III. Metrological analysis

- Кононов В. И., Федоровский А. Д.** Обоснование методики оценки эффективности космических оптических систем дистанционного зондирования Земли
- Зиатдинов Ю. К.** Методы определения оптимальных проектных параметров сложных технических систем при наличии ограничений
- Зиатдинов Ю. К.** Метод формирования множества паретооптимальных обликов сложных технических систем
- Карачун В. В., Колосов В. Н.** Влияние внешнего акустического излучения на возникновение волновых процессов в многофазных механических структурах бортовой аппаратуры
- Присняков В. Ф.** К вопросу о деградации солнечных батарей на космических аппаратах
- Присняков В. Ф.** О критериях оценки массовых и стоимостных характеристик космических фотопреобразователей
- Патон Б. Е., Лобанов Л. М., Пивторак В. А.** Из опыта ИЭС им. Е. О. Патона использования голографической диагностики качества элементов сварочных конструкций эксплуатируемых в условиях космоса
- Савостянов О. М., Ємець В. В., Єрмаков В. Ю.** Дослідження фрагментів магніторідинного гермовіброзахисту великовагітних конструкцій
- НАШІ АВТОРИ**
- КОРОТКІ ПОВІДОМЛЕННЯ**
- Калмиков Анатолій Іванович**
- ПАМ'ЯТКА ДЛЯ АВТОРА**
- 53 Kononov V. I. and Fedorovskyi A. D.** Technique for estimating the efficiency of space optical systems for the exploration of the Earth from outer space
- 57 Ziatdinov Yu. K.** Methods for determining optimum design parameters of compound technical systems with restrictions imposed
- 62 Ziatdinov Yu. K.** A method for forming a set of Pareto-optimum structural parameters of compound technical systems
- 68 Karachun V. V. and Kolosov V. N.** The influence of an external acoustic emission on wave processes arising in multiphase mechanical structures on board spacecraft
- 73 Prisniakov V. F.** On the degradation of solar batteries aboard space vehicles
- 82 Prisniakov V. F.** On criteria for estimating the mass and cost characteristics of photoconverters used in space vehicles
- 87 Paton B. Ye., Lobanov L. M., and Pivtorak V. A.** Some experience gained by the E. O. Paton electric welding institute in the application of holographic diagnostics of quality of welded structure elements employed under the outer space conditions
- 99 Savostianov O. M., Yemetz V. V., and Yermakov V. Yu.** Investigation of fragments of a ferrofluid hermetic-vibration protection device for large-sized constructions
- 108 OUR AUTHORS**
- 114 NOTES**
- 115**
- 116**

ВИЙШЛИ З ДРУКУ



УДК 523.3:001.18

Космічні дослідження Місяця: задачі, можливості і перспективи української науки і техніки

В. С. Кислюк¹, Ю. Г. Шкуратов², Я. С. Яцків¹

¹ Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

² Астрономічна обсерваторія Харківського університету, Харків

Надійшла до редакції 29.04.96

Дається аналіз стану астрометричних, сelenодезичних, фотометрических та астрофізических досліджень Місяця, які проводяться в наукових установах України. Обговорюються проекти космічних досліджень Місяця, що розробляються різними космічними агентствами світу, та питання можливої участі в них України.

ВСТУП

США, Японія та ряд європейських країн, а також Росія мають більш-менш визначені плани (і навіть проекти, що фінансуються) дослідження Місяця космічними засобами. На першому етапі передбачаються дослідження за допомогою автоматичних станцій, а в перспективі — і створення населених місячних баз. Чим викликана ця нова хвиля інтересу (хоча і обережного) до проблеми освоєння Місяця? Чи потрібно Україні, не дивлячись на важке економічне становище, приєднуватись в тій чи іншій формі до майбутніх космічних проектів досліджень Місяця або навіть розробляти власні?

В статті автори — представники двох українських шкіл дослідження Місяця — київської та харківської — намагаються дати відповідь на ці запитання.

Розпочнемо з порівняно недавньої історії. 13 вересня 1959 р. АМС «Луна-2» вперше досягнула Місяця. І хоча жорстка посадка була здійснена в Гнилому Болоті (за старіла назва області між кратерами Архімед і Автолік), Радянський Союз більше ніж на два роки випередив США в цій галузі науки. Наша іронія про місце посадки тут більш ніж доречна: космічні дослідження Місяця на той

час були значною мірою політичним шоу, а не науковим експериментом. Політика і ідеологія при виборі об'єктів космічних досліджень мали пріоритетне значення і в наступні роки, включаючи і період підготовки до висадки людини на Місяць. Зараз уже добре відомо, що Радянський Союз мав свою програму пілотованого польоту на Місяць. Планувалося раніше американців облетіти Місяць з поверненням космонавта на Землю. Для цього були розроблені важкі станції серії «Зонд».

14 листопада 1968 р. станція «Зонд-6», випереджаючи більш ніж на місяць американський екіпаж «Аполлон-8», облетіла Місяць і повернулась на Землю. Правда, під час посадки на Землю станція була сильно пошкоджена. На щастя, «космонавтом» на борту «Зонд-6» була всього лише черепаха.

Після того як політичне керівництво СРСР зрозуміло, що радянській людині не бути першій на Місяці, радянська програма освоєння Місяця була значною мірою переглянута. Були скорочені роботи по підготовці запуску на Місяць людини. Величезні наукові і технічні напрацювання в цій галузі виявилися значною мірою незатребуваними, хоча ще дві автоматичні станції серії «Зонд» літали до Місяця. Ідеологічна пропаганда зробила вигляд (при існуючому тоді режимі секретності це було

неважко), що в СРСР не було жодних планів польоту людини на Місяць, і що з самого початку радянським вченим (на відміну від «недалеких» західних колег) були очевидні переваги дослідженій Місяця за допомогою автоматичних апаратів.

13 липня 1969 р. (на 3 дні раніше «Аполлона-11») була запущена станція «Луна-15», в завдання якої входив забір ґрунту Місяця і його доставка на Землю. АМС «Луна-15» повинна була пом'якшити «ідеологічний удар» від експедиції «Аполлон-11», в ході якої людина вперше висадилася на інше небесне тіло. Космічна наука, проте, рішуче не вписувалась в ідеологічні рекомендації: АМС «Луна-15» розбилася в Морі Криз, а експедиція «Аполлон-11» близьку вдалася — астронавти виконали великий обсяг наукових досліджень та зібрали близько 22 кг зразків місячних порід.

Заради справедливості варто відзначити, що в СРСР були і досить вдалі запуски до Місяця. Це і отримання телевізійних панорам з місця посадки КА «Луна-9» і забір ґрунту АМС «Луна-16, -20 і -24», а також дослідження, проведені за допомогою КА «Луноход-1 і -2». Проте за обсягом отриманої наукової продукції ці успіхи важко співставляти з тим, що було зроблено в рамках програми «Аполлон». Справа тут не лише в тому, що американська космічна програма була масштабнішою, а також в принципах організації аналізу отриманих результатів: в США не існувало розподілу на «столичну» і «провінціальну» науки. В СРСР обробкою даних, що надходили з наймалася незначна кількість наукових колективів в Москві, виконуючи, звичайно, менший обсяг робіт, ніж це могло бути при правильнішому використанні наукового потенціалу всієї країни.

Відмітимо також, що такий монополізм ідеально відповідав патологічному режиму секретності всіх робіт по космосу, а можливо і породжувався цим режимом. В результаті деякі дані, отримані в ході радянських космічних місій до Місяця, опинились поза контролем широкої наукової громадськості, просто виявилися втраченими. Наприклад, на початку 1980-х р. одному з авторів цієї статті знадобились для фотометричних робіт зображення Місяця, отримані АМС «Луна-22». Звернувшись в одну поважну космічну фірму в Москві (що само по собі було досить нелегко) вдалося вияснити, що ці зображення є лише у вигляді копій на фотоплівках, тоді як оригінальні магнітні записи уже витерти (фірмі не вистачало для подальшої роботи магнітних стрічок!).

18 серпня 1976 р. радянська АМС «Луна-24» востаннє доставила ґрунт з Місяця. На той час програма «Аполлон» була згорнута, оскільки змага-

тися в галузі освоєння Місяця американцям уже було ні з ким. Уже немає багатьох людей, які приймали відповідальні рішення: летіти на Місяць чи не летіти. Уже немає однієї з держав, яка була готова послати свого громадянина навіть на Місяць, аби довести переваги власного соціального устрою. Прийшов час замислитись над тим, що ж залишилось від тієї першої місячної епопеї? Що було набуто ціною велетенських зусиль та витратою таких великих коштів?

Перш за все, космічні програми дали поштових новим технологіям і виробництвам, що підвищило економічний потенціал країн, які проводили ці програми. Набуто величезний обсяг знань про Місяць і космічний простір; на Землю доставлено понад 400 кг місячного ґрунту, значна частина якого законсервована для майбутніх досліджень. В цьому відношенні можна говорити про те, що змагання двох соціальних систем виграли вчені. Мабуть, це одна з найефектніших їх перемог в історії науки.

Чим зумовлене повернення до досліджень Місяця в останні роки? Як і раніше, ця справа дорого коштує. Якщо нею все-таки займатися, то варто подумати про політичні і економічні дивіденди. Перший фактор, мабуть, ще довго буде відігравати значну роль на нашій планеті. Країни Західної Європи, США, Японія і почасти Росія мають програми дослідження Місяця, які перетинаються. Видіється економічно (але не політично) вигідним домовитись про спільну програму та про обмін даними, що дало б змогу максимально використати свій потенціал. Елементи такого підходу звичайно є, бо домінуючим є економічний прагматизм: тепер всі розуміють, що добре живе той, хто більше знає і першим дізнається, в тому числі і про оточуючий світ. На відміну від ситуації кінця 1960-х — початку 1970-х рр., зараз людство дійсно дозріло для освоєння Місяця значною мірою поза політичним контекстом, маючи на увазі той факт, що місячна космічна програма — це:

- розвиток високих технологій і виробництв. Спочатку цей розвиток необхідний для потреб самої програми, але згодом дає обов'язковий вихід в суміжні галузі. Так було при реалізації програми «Аполлон»;
- освоєння нових сировинних і енергетичних ресурсів. Наприклад, за деякими прогнозами використання гелію-3, який мільярди років накопичувався в місячному ґрунті, в ядерних енергетичних установках може виявитись рентабельним уже найближчим часом, не дивлячись на проблеми, пов'язані з необхідністю передачі енергії на Землю;

- забезпечення обороноздатності і безпеки. Кожна економічно стабільна країна, проявляючи турботу про свій подальший розвиток, повинна приймати до уваги військовий аспект. Так, якщо одна держава розпочне випробування та складування нової зброї на зворотному боці Місяця — недоступному для спостережень з Землі, — а інші країни не матимуть можливості хоча б контролювати цей процес, то наслідки такої ситуації можуть бути вельми негативними;
- розвиток науки. Можливості, які тут відкриваються, величезні. Навіть поверховий їх огляд істотно виходить за рамки цієї статті. Накреслимо лише найзагальніші напрямки: дослідження походження і еволюції Місяця та Сонячної системи; фізика космічної плазми і фізика високих енергій; можливість проведення унікальних астрофізичних і радіоастрономічних досліджень Всесвіту; сонячний моніторинг; вивчення глобальних кліматичних процесів на Землі; експерименти, які потребують особливої ізоляції від техногенних впливів, зокрема високої стерильності. Більш детальні відомості про науково-прикладні аспекти освоєння Місяця можна знайти в деяких оглядах (Шевченко, 1986; Шевченко, Чикмачев, 1989; Foing, 1995).

Україна — молода космічна держава, яка з ряду причин переживає великі економічні труднощі, але теоретично має інтелектуальний і виробничий потенціал, достатній навіть для виконання власної місячної космічної програми. Адже йдеться про престиж країни і розвиток її економіки на 10—20 років наперед. Ця стаття — перша спроба розгляду цього питання та його обговорення в науковому середовищі.

КОРОТКИЙ ОГЛЯД ДОСЛІДЖЕНЬ МІСЯЦЯ В УКРАЇНІ

Дослідження Місяця за допомогою телескопів проводились в українських обсерваторіях протягом багатьох років. Склалось так, що роботи в галузі астрометрії і динаміки Місяця велись переважно в Головній астрономічній обсерваторії НАН України (ГАО), а фотометричні та астрофізичні — в Астрономічній обсерваторії Харківського державного університету (АО ХДУ). Співробітники Інституту металофізики НАН України приймали участь в лабораторних геохімічних дослідженнях місячного ґрунту.

Астрометричні та селенодезичні дослідження. Астрометричні дослідження Місяця в Україні роз-

почато в повоєнні роки з ініціативи визначного астрометриста члена-кореспондента АН УРСР А. О. Яковкіна (в 1945—1951 рр. він працював в Астрономічній обсерваторії Київського університету, а з 1951 по 1967 рр. — в ГАО). Особливу увагу астрометристів, що займалися дослідженнями Місяця на той час, привертало вивчення особливостей обертового руху Місяця (знаходження параметрів фізичної лібрації) та фігури його крайової зони. Ще в 1930-ті роки А. О. Яковкін (він працював тоді в Казанській астрономічній обсерваторії ім. В. П. Енгельгардта), опрацьовуючи тривалі ряди геліометричних спостережень, в тому числі і свої власні (він був першокласним астрономом-спостерігачем), виявив дуже цікаву особливість фігури Місяця — лібраційний ефект в його радіусі, або, іншими словами, істотну асиметрію фігури крайової зони (Яковкін, 1934). Пізніше це явище отримало назву «ефект Яковкіна». Згодом експерименти, проведені за допомогою космічних засобів, підтвердили висновки А. О. Яковкіна. Більше того, була виявлена значна асиметрія також і глобальної фігури Місяця.

Зрозуміло, що перші астрометричні дослідження Місяця в Україні проводились під впливом ідей А. О. Яковкіна. Великий цикл робіт по визначеню параметрів фізичної лібрації, лібраційних ефектів та фігури крайової зони Місяця виконали його учні I. В. Гаврилов, А. А. Гориня, І. М. Деменко, В. К. Дрофа, Д. П. Дума, Л. М. Мізь. Огляд таких досліджень можна знайти в монографіях Гаврилова (1969), Горині (1969). В подальшому ці дослідження видозмінювались в міру зростання практичних вимог космічних досліджень та використання нових спостережних даних, отриманих за допомогою космічних апаратів, що привело до появи нової астрономічної науки — селенодезії. Дослідження в галузі селенодезії та вивчення динаміки Місяця стали одним з основних наукових напрямків ГАО.

Інтенсивність селенодезичних досліджень різко зросла з початком космічної ери, коли, з одного боку, для здійснення програм вивчення Місяця за допомогою космічних засобів знадобилася достатньо густа і надійна селенодезична опорна мережа (СОМ) а, з іншого боку, коли для покращення існуючих СОМ та розповсюдження їх на зворотній бік Місяця з'явилась можливість використовувати принципово новий матеріал, одержаний в рамках виконання космічних програм. Як відомо, СОМ використовується для забезпечення космічної навігації при здійсненні космічних експериментів, а також складає математичну основу для картографування місячної поверхні, вивчення глобальної

фігури Місяця та розв'язання інших задач селенодезії і місячної динаміки.

Дослідження в цьому напрямку, виконані в ГАО під керівництвом І. В. Гаврилова, були пionерськими в колишньому СРСР. В 1965 р. тут був складений перший радянський селенодезичний каталог просторових координат 160 базисних точок місячної поверхні (Гаврилов и др., 1965), для створення якого були використані наземні фотографічні спостереження Місяця та зарубіжні селенодезичні дані. Ще до виходу в світ цей каталог був використаний при проведенні космічних місій серій «Луна» і «Зонд», а також при складанні перших карт місячної поверхні. Згодом, в міру розширення бази селенодезичних даних проводилось уточнення координат опорних точок та згущення СОМ, в результаті чого з'являлись нові селенодезичні каталоги (Гаврилов и др., 1967; Гаврилов, Кислюк, 1970; Кислюк, 1971; Гаврилов и др., 1977), а також каталог абсолютних висот крайової зони Місяця (Дума, 1973).

Паралельно в ГАО під керівництвом І. К. Коваля велась робота з вивчення рельєфу місячної поверхні фотометричним методом (Лисина, 1966), результати якої оперативно використовувались при плануванні та проведенні чергових космічних експериментів. Цей метод був успішно застосований також для визначення нахилів валів кратерів та їх висот на знімках, отриманих КА «Зонд-6» (Коваль и др., 1968).

На кінець 1960-х рр. в різних країнах було створено близько 20 селенодезичних каталогів, характеристика яких приведена в монографії Кислюка (1988), який виконав порівняльний аналіз каталогів та дослідження їх систематичних і випадкових розбіжностей. Були вивчені також деформації різних СОМ (Habibullin et al., 1972). Результати цих досліджень дали змогу створити зведену систему селенодезичних координат 2580 точок місячної поверхні (Київ-2580), в якій використані дані 11 каталогів (Гаврилов, Кислюк, 1970). Для створення зведеного каталогу зачлені також дані КА «Рейндже», результати радарних вимірювань Місяця та вимірювань, проведених за допомогою КА серії «Луна», «Зонд», «Лунар Орбітер», а також альтиметричні профілі Місяця, отримані з КК «Аполлон-15, -16, -17». Ці дані дозволили віднести систему зведеного каталога до центру мас Місяця. Каталог «Київ-2580» відразу ж почав використовуватись як селенодезична опорна система при обробці знімків, отриманих КА «Зонд-6» і «Зонд-8».

Згодом каталог «Київ-2580» був істотно розширенний з використанням нових даних, зокрема абсолютних висот крайової зони (Дума, 1973), в ре-

зультаті чого була створена фактично нова зведені система «Київ-4900», що містить положення 4900 точок видимої поверхні Місяця (Гаврилов и др., 1977).

Пізніше, в 1980-ті рр., в ГАО була проведена серія фотографічних спостережень Місяця на фоні зірок, за якими виконане абсолютне орієнтування СОМ відносно головних осей інерції Місяця (Кислюк и др., 1983; Кислюк, Семеренко, 1990), а також побудований незалежний опорний каталог, віднесений до динамічної системи координат (Семеренко, 1987).

Селенодезичні дослідження в комплексі з іншими роботами ГАО, пов'язаними з розробкою теорії і практичною побудовою координатних систем для геодинамічних, селенодезичних і космічних досліджень були в 1983 р. відзначенні Державною премією України (І. В. Гаврилов, Д. П. Дума, В. С. Кислюк, А. О. Корсунь, А. М. Кур'янова, Є. П. Федоров, Я. С. Яцків).

Важливе місце в селенодезичних дослідженнях, які проводяться в Україні, займає вивчення геометричної фігури Місяця. Великий цикл досліджень в цьому напрямку, включаючи вивчення фігури крайової зони Місяця, його видимої півкулі, а також частково глобальної фігури Місяця, виконано під керівництвом І. В. Гаврилова (Гаврилов, 1969; Гаврилов, Яновицкая, 1972а, б). Особливо варто виділити складену в ГАО спільно з кафедрою геодезії і картографії Київського університету гіпсометричну карту видимої півкулі Місяця (Гаврилов и др., 1981). Для її складання використані практично всі відомі (на той час) селенодезичні дані, віднесені до системи зведеного каталога «Київ-4900».

Узагальнення всіх даних про абсолютні висоти на Місяці, включаючи його зворотний бік, була виконана В. С. Кислюком (Кислюк, 1988). В результаті була створена узагальнена система висот, яка включає такі дані: зведений каталог «Київ-4900»; абсолютні висоти крайової зони; фотограмметричні опорні мережі та результати альтиметричних вимірювань, отримані КК «Аполлон-15, -16, -17»; результати радіопрофілювання («Луна-22»); опорні мережі, побудовані за даними зйомки з КА «Зонд-6, -8». Залучені також, як реперні, абсолютні висоти точок падінь КА «Рейндже», місць установки лазерних відбивачів на Місяці і комплектів ALSEP, за допомогою яких здійснювалась лазерна локація і довгобазисна радіоінтерферометрія та деякі інші дані.

Нарешті, для побудови узагальненої системи висот були зачлені результати ще трьох робіт, виконаних в ГАО, а саме: отримані з обробки

знімків КА «Зонд-8» уточнені сelenоцентричні координати точок західного сектора видимої півкулі Місяця і гіпсометричний профіль Місяця (Кислюк, 1975а, б), а також гіпсометричний профіль Місяця, отриманий з обробки знімків з КК «Аполлон-11» (Дума, Кислюк, 1985). Використання цих даних виявилося досить бажаним, бо вони істотно розширили склад гіпсометричної інформації щодо зворотного боку Місяця.

За даними узагальненої системи абсолютних висот місячної поверхні В. С. Кислюком разом з П. М. Зазуляком і В. Ю. Зінгером (кафедра теорії математичної обробки геодезичних вимірювань університету «Львівська політехніка») виконано розклад місячного рельєфу в ряд за сферичними функціями до 16-го порядку та степеня (Зазуляк и др., 1988). Для заповнення «пустих» місць на Місяці (головним чином на його зворотному боці) проводився прогноз висот методом середньої квадратичної колокації. Отримана модель фігури фізичної поверхні Місяця зараз є найповнішою. За її даними побудована гіпсометрична карта видимої та зворотної півкуль Місяця, яка включена в виданий в 1992 р. «Атлас планет земної группи и их спутников» (Большаков, 1992).

Значення висот узагальненої системи були також безпосередньо апроксимовані тривісним еліпсоїдом, який найкращим чином відображає фігуру фізичної поверхні Місяця, а також вивчені особливості цієї фігури (Kislyuk, 1987; Кислюк, 1988). Показано, що геометрична фігура Місяця впевнено апроксимується тривісним еліпсоїдом, осі якого орієнтовані таким чином: найбільша — в напрямку до південно-східного гірського району (гори Алтай), найменша — до Моря Холоду. Центр мас Місяця зміщений відносно центра його глобальної геометричної фігури на 2.11 км в напрямку до точки на видимому боці Місяця з координатами $\lambda = 13^\circ$ E, $\beta = 24^\circ$ N поблизу кратера Хорнсбі (Море Яскравості). Вивчені особливості фігури Місяця щодо його глобальної асиметрії.

П. М. Зазуляком і В. С. Кислюком (Зазуляк, Кислюк, 1990) проведено порівняння різних моделей, що характеризують гравітаційне поле і геометричну фігуру Місяця, вивчена кореляція гравітаційного поля і місячної топографії. Результати цих досліджень свідчать про відсутність тісної кореляції гравітаційного поля і топографії Місяця, а також про те, що дисперсії висот рельєфу, знайдених за даними про гравітаційне поле, значно менші від дисперсії висот, отриманих з астрометричних вимірювань. Ця обставина пояснюється, мабуть, суттєвою неоднорідністю місячних надр. Значну асиметрію гравітаційного поля і геометричної фі-

гури Місяця не можна пояснити лише наявністю масконів, вклад яких в формування гравітаційного поля Місяця виявився неістотним.

Дослідження Місяця за допомогою космічних апаратів дозволили виявити важливу особливість динамічної фігури Місяця, а саме наявність великих неперіодичних членів в розкладі фізичної лібрації Місяця, що принципово змінило наші уявлення про орієнтацію місячного еліпсоїда інерції. Урахування гармонік вище другого порядку в розкладі сelenопотенціала призводить до зміщення найбільшої осі інерції Місяця відносно так званого середнього напрямку на Землю (згідно з класичними теоріями обертання Місяця) на декілька сelenоцентричних мінут в довготному та широтному напрямках. Все це необхідно приймати до уваги при виборі сelenодезичної референц-системи.

Питання узгодження різних сelenоцентричних координатних систем детально розглянуте В. С. Кислюком (Кислюк, 1988). Він також провів узгодження гармонік третього порядку, які визначають орієнтацію місячного еліпсоїда інерції за даними різних моделей гравітаційного поля Місяця, в результаті чого отримана узагальнена система динамічних параметрів Місяця (Кислюк, 1985; 1988; Kislyuk, 1987; 1990).

Великий цикл досліджень по вивченню фігури і динаміки Місяця проведено на кафедрі теорії математичної обробки геодезичної інформації університету «Львівська політехніка» під керівництвом Г. О. Мещерякова. Зокрема, виконані дослідження по узгодженню геометричних і динамічних параметрів Місяця (Мещеряков и др., 1976; 1980; Зазуляк, 1977; Зазуляк и др., 1983), побудована модель гравітаційного поля Місяця (Мещеряков и др., 1983). Про деякі роботи, виконані спільно з ГАО, згадувалось вище.

Подальші дослідження в області сelenодезії та динаміки Місяця, які, зважаючи на набутий досвід, можуть успішно розвиватись в Україні, пов'язані, зокрема, з розробкою інформаційної системи астро-забезпечення майбутніх наукових і науково-виробничих місячних баз. Доречно згадати піонерську в цьому напрямку роботу А. О. Яковкіна, виконану ним на зорі космічної ери вивчення Місяця. На 15-й Астрометричній конференції СРСР (Пулково, 1960 р.) він виклав своє бачення програми астрометричних спостережень на стаціонарній місячній обсерваторії, розглянувши детально переваги такої станції (Яковкін, 1963). Згодом він разом зі своїми колегами опублікував формули та ефемериди для польових спостережень на Місяці — перший місячний астрономічний щорічник (Яковкін и др., 1964), де також запропонована конструкція авто-

матичного теодоліта для проведення спостережень з поверхні Місяця.

Вивчення геометрії і динаміки Місяця, а точніше динаміки системи Земля—Місяць, являє собою комплексну проблему, яка включає вивчення гравітаційного поля Місяця, особливостей його обертального руху та фігури і розв'язувати її необхідно комплексно методами наземної і космічної астрометрії. Деякі аспекти цієї проблеми містяться в статті Кислюка (1993).

Астрофізичні дослідження. Піонером астрофізичних досліджень Місяця в АО ХДУ був академік М. П. Барабашов. Він заклав основи кількох наукових напрямків, які продовжують розвиватися до нині. Їх метою, висловлюючись сучасною мовою, є прогноз мінералого-геохімічних і структурних характеристик місячної поверхні за даними оптичних вимірювань. Такі дослідження не лише являють собою самостійний фундаментальний розділ науки про дистанційне зондування речовини, але й є джерелом інформації для розв'язання задач прикладного характеру.

Умовно можна виділити три етапи оптичних астрофізичних досліджень Місяця в АО ХДУ. Перший пов'язаний в основному з іменем самого М. П. Барабашова, другий — з іменами його учнів (В. О. Федорець, В. Й. Єзерський, Л. О. Акимов, М. М. Євсюков), а третій — з більш молодим поколінням (Ю. Г. Шкуратов, М. В. Опанасенко, В. В. Корохін та ін.). Кожен з етапів вирізняється своєю методологією і увінчується конкретними результатами, які коротко розглянуті нижче.

I етап (перші кількісні дослідження фотометричних властивостей Місяця і лабораторних аналогів його ґрунту).

1. Ще на початку 20-х років нашого століття М. П. Барабашовим спільно з О. В. Марковим, використовуючи метод фотографічної фотометрії, був відкритий ефект сильного розсіяння світла місячною поверхнею поблизу опозиції (Barabashev, 1922). Тепер це явище називається опозиційним ефектом. Пізніше з'ясувалось, що опозиційний сплеск яскравості виявляють всі безатмосферні небесні тіла і що спричинений він тіньовим ефектом, проте більшою мірою — інтерференцією багаторазово розсіяних променів, що йдуть прямыми та оберненими в часі траекторіями. Аналогічні явища тепер широко відомі в фізиці (це називається слабкою локалізацією квазічастинок, зокрема фотонів). Цьому питанню присвячені сотні статей. Великий огляд праць з вивчення проблем зворотного розсіяння світла поверхнями безатмосферних

небесних тіл опублікований в роботах Шкуратова (1994а, б).

2. М. П. Барабашовим були виконані перші досить точні електрофотометричні лабораторні вимірювання можливих аналогів місячного ґрунту (Барабашов, Чекирда, 1945). Найкращим фотометричним імітатором виявився темний подрібнений базальт. З'ясувалось, що деякі зразки базальтових порошків виявляють навіть більше зворотне розсіяння, ніж Місяць, що в той час здавалось незвичайним. Згодом висновок М. П. Барабашова про базальтовий склад місячних морів блискуче підтверджився завдяки космічним експериментам. Підтвердилося також і те, що місячна поверхня має порівняно високу несучу здатність: космічні апарати не тонули в багатометровому шарі пилу, як це провіщав відомий американський планетолог Т. Голд.

II етап (накопичення даних, підвищення точності фотометрії).

1. В 1952 р. В. О. Федорець створила фотометричний каталог приблизно 150 площинок місячної поверхні (Федорець, 1952). Для свого часу це був дуже точний каталог, який застосовувався для виконання світлотехнічних розрахунків, які забезпечували проведення як радянських, так і перших американських космічних експериментів поблизу Місяця. Дані цього каталога широко використовувались також для перевірки перших теоретичних моделей розсіяння світла місячною поверхнею. Пізніше робота по створенню високоточних фотометричних і поляриметричних каталогів була продовжена в АО ХДУ Л. О. Акимовим та ін. (1986) і М. В. Опанасенком (Shkuratov, Opanasenko, 1992).

2. В 1973 р. в АО ХДУ при підтримці Інституту космічних досліджень АН СРСР були створені карти альбедо (0.63 мкм) і показника кольору (0.63/0.38 мкм) видимої півкулі Місяця (Євсюков, 1973а, б). Карти будувались методом фотографічної еквіденситометрії без необхідної фотометричної корекції зображень і тому містять ряд неточностей. Проте це були фактично перші оглядові оптичні карти Місяця. Вони в сукупності з даними про склад ґрунту в місцях посадок космічних апаратів вперше дали змогу поставити задачу кількісного прогнозування хімічного складу місячної поверхні за реперними кореляціями вмісту хромофорних елементів (Fe, Ti) з оптичними характеристиками (Євсюков, 1974). Тепер в АО ХДУ роботи, пов'язані з картографуванням оптичних характеристик Місяця з використанням як даних наземних, так і космічних зйомок (КА «Галілео» і «Клементина»)

активно продовжуються. В перспективі передбачається побудувати карти поширеності основних хромофорних елементів на місячній поверхні.

3. В 1970-ті роки Л. О. Акимовим були розпочаті важливі роботи в галузі опису фотометричних властивостей так званих гранично широких поверхонь (Акимов, 1975). Зокрема, отримано новий закон розподілу яскравості по диску Місяця, який значно краще описує експериментальні дані, ніж інші моделі. Недавно з'ясувалось, що цей підхід може бути істотно розвинутий і що фактично роботою Л. О. Акимова закладено основи нового наукового напрямку — оптики фізичних фракталів (Шкуратов, 1995).

ІІІ етап (розгортання робіт з поляриметрії, цифрова обробка зображень, нові ідеї в інтерпретації).

1. В 1979 р. вперше був отриманий розподіл по місячній поверхні параметра поляриметричних аномалій (Шкуратов та ін., 1980). Цей параметр описує відхилення від закону Умова — тісної зворотної кореляції максимального степеня поляризації і альбедо світlorозсіючого шару. Він пропорційний другому параметру Стокса розсіянного випромінювання. Виявляється, що параметр поляриметричних аномалій тісно корелює з розмірами частинок реголіту (Шкуратов та ін., 1980; Shkuratov et al., 1992). Це відкрило можливість кількісного дослідження важливих структурних характеристик місячної поверхні. Analogічні роботи на 5 років пізніше були розпочаті в Медонській обсерваторії О. Дольфюсом.

2. На початку 1980-х рр. в АО ХДУ спільно з Інститутом радіофізики і електроніки НАН України були розпочаті роботи, пов'язані з цифровою обробкою зображень Місяця (Корнієнко та ін., 1982). Ці дослідження в комплексі з іншими роботами, присвяченими аналоговій і цифровій обробці астрономічних зображень були в 1986 р. відзначені Державною премією України (А. А. Бабічев, В. М. Дудінов, Ю. В. Корнієнко, В. Г. Парусимов, Д. Г. Станкевич, В. С. Цветкова, Ю. Г. Шкуратов). В розвиток цього напрямку в АО ХДУ виконані роботи, пов'язані з побудовою зображень Місяця цілком нового типу. Ці зображення передають розподіл параметрів опозиційного ефекту і від'ємної поляризації (Опанасенко и др., 1994; Shkuratov et al., 1994).

3. В останні роки в АО ХДУ активно проводяться лабораторні оптичні дослідження структурних імітаторів місячного реголіту. Зокрема, були розпочаті фотометричні вимірювання опозиційного

ефекту яскравості в діапазоні фазових кутів 0.2 — 3.5°. Як відомо, Місяць при фазових кутах менше 1° не спостерігається з Землі поза затемненням, тому про опозиційний ефект його поверхні можна судити лише на основі лабораторних вимірювань і/або даних космічних досліджень. На підставі високоточної дискретної поляриметрії і фотометрії Місяця та лабораторних оптичних досліджень великої кількості модельних поверхонь з контролюваними структурними характеристиками доведена спільність походження опозиційного ефекту яскравості і від'ємної поляризації світла (Шкуратов, 1985). Для інтерпретації обох ефектів в АО ХДУ і ГАО НАНУ запропоновано використати механізм когерентного підсилення зворотного розсіяння (Шкуратов, 1985; Mishchenko, 1991).

На завершення огляду астрофізичних досліджень Місяця відзначимо роботу Кримської астрофізичної обсерваторії, де був створений астрофотометр для вимірювання яскравості неба Місяця (Severny et al., 1975), встановлений на КА «Луноход-2». Вимірювання проводились у видимій та УФ-ділянках спектра протягом місячних дня і ночі. Поблизу горизонту виявлено надлишкове випромінювання, спричинене розсіянням світла хмарою пилових частинок, що виникають в області місячного термінатора за рахунок електростатичних ефектів. Цей важливий результат підтверджив аналогічні дані, отримані КА «Сервейор-7» та екіпажами деяких КК «Аполлон».

Лабораторні дослідження місячного ґрунту. Тут варто відмітити роботи з дослідження як геохімічних, так і оптичних властивостей місячного реголіту. Відразу ж після доставки місячного ґрунту на Землю експедиціями «Аполлон» і АМС серії «Луна», розпочалось його всебічне вивчення лабораторними методами. Зокрема, у верхніх зонах реголітових частинок були виявлені колоїдні виділення ультрадисперсного поновленого заліза, яке могло утворитися в результаті впливу декількох факторів, серед яких провідними, очевидно, є два. Перший — це імплантация частинок сонячного вітру (в основному протонів), які, зв'язуючи кисень силікатів, приводять до поновлення металів. Другий фактор — це можливі конденсатні відкладення, матеріал яких утворюється в імпактних процесах різних масштабів — цей матеріал повинен також бути збагаченим формами поновлених металів.

У велику групу вчених, які займались вивченням ультрадисперсних відновлених фаз, входили співробітники Інституту металофізики НАН України — В. В. Немошканенко і В. Г. Альошин. Один з результатів їх роботи, виконаної спільно із спів-

робітниками Інституту геохімії і аналітичної хімії ім. В. І. Вернадського РАН і деяких інших установ, був зареєстрований як відкриття в СРСР (диплом Т 219) (Азаров, 1988). В. В. Немошканенко і В. Г. Альошин були відзначенні премією НАН України ім. М. П. Барабашова. Була експериментально встановлена властивість неокислюваності ультрадисперсних форм простих речовин (зокрема заліза, титану та кремнію), що знаходяться на поверхні космічних тіл, наприклад, місячного реголіту, який проявляється в хімічній пасивності по відношенню до газоподібного кисню (Диков та ін., 1977; Немошканенко, 1982).

До іншого напрямку лабораторних досліджень місячного ґрунту відносяться оптичні вимірювання. Вони велись в ГЕОХІ РАН співробітниками АО ХДУ Л. О. Акимовим і Ю. Г. Шкуратовим за допомогою спеціально створеного фотометра-польариметра. Виконані фотометричні вимірювання місячного ґрунту (Акимов і др., 1980; Акимов, Шкуратов, 1983) дали змогу дослідити аномальний опозиційний ефект кольору, який проявляється в наявності мінімуму на фазовій залежності показника кольору в зоні кутів 5–15°. Як тепер стало ясно, дослідження цього ефекту перспективне з точки зору опрацювання методики дистанційного визначення розмірів частинок світlorозсіюючої поверхні (Шкуратов і др., 1996а).

ПЕРСПЕКТИВНІ КОСМІЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ МІСЯЦЯ

З представленного вище огляду видно, що в Україні є значний науковий потенціал в дослідженнях Місяця. На жаль, ефективне використання цього потенціалу в сучасних умовах економічної кризи навряд чи можливе. Проте відсутність зараз таких можливостей проведення власних космічних досліджень Місяця не означає, що Україна не буде проводити їх в майбутньому. З цієї точки зору, завданням нинішнього етапу повинно бути, з одного боку збереження в Україні наукової «культури» досліджень Місяця і підтримка відповідних наукових колективів, а з другого — участь в космічних проектах дослідження Місяця, ініційованих іншими країнами.

Умовно можна виділити дві форми участі в космічних проектах інших країн. Перша (мабуть, найпрестижніша) — проведення автономного експерименту. В цьому випадку необхідно, беручи до уваги умови функціонування космічного апарату, забезпечити: наукову ідеологію експерименту; конструктування, виготовлення і своєчасну поставку відповідного приладу; гарантію його узгодженої

роботи з іншими науковими приладами і блоками космічного апарату; подальшу обробку і аналіз поступаючої інформації. Друга форма участі більш скромна. Вона передбачає декілька можливостей, наприклад:

- ініціативу проведення того чи іншого експерименту з можливою детальною розробкою його концепції спільно з іншими учасниками експерименту;

- спільну обробку і аналіз даних експериментів, проведених іншими країнами.

Розглянемо деякі з розроблюваних космічних проектів, орієнтованих на дослідження Місяця, з точки зору можливої участі України.

Солучені Штати Америки. 20 липня 1989 р. — в день 20-річчя здійснення першої посадки на Місяць КА програми «Аполлон» з екіпажем на борту — президент США Джордж Буш оголосив програму SEI (Space Exploration Initiative), покликану прискорити пілотовані дослідження Сонячної системи, починаючи з освоєння Місяця.

Нині в США схвалено лише один проект НАСА, пов’язаний з дослідженнями Місяця — «Лунар Проспектор». Космічний апарат передбачається вивести на навколоісіянчу полярну орбіту висотою 100 км для проведення широкого комплексу робіт з геохімічного картографування місячної поверхні. Запуск планується здійснити в 1997 р. Робота космічного апарату розрахована приблизно на рік. Інший проект (Lunar Rover Initiative) ще не фінансується, проте розглядається як дуже перспективний. Він орієнтований на дослідження місячної поверхні за допомогою самохідних апаратів. Запуск планується здійснити в 1999 р.

Лише один схвалений проект НАСА не означає, проте, що в США найближчим часом не відбудеться який-небудь інший запуск до Місяця. До статньо згадати несподівану для наукової громадськості появу «Клементини» — космічного апарату, розробленого організаціями Міністерства Оборони США в рамках проекту «зоряних воєн» (Nozette et al., 1994). «Клементина» — дитя конверсії оборонного комплексу США. Не виключена поява інших проектів такого роду. Зокрема, ще зовсім недавно вивчалось питання про запуск КА «Клементина-2».

КА «Клементина» був запущений 25 січня 1994 р. для вивчення астероїдів при зближенні з деякими з них. КА споряджено камерами для знімання в видимому, УФ-, ІЧ- та далекому ІЧ-діапазонах, а також лазерним алтиметром, що дало змогу під час польоту КА біля Місяця виконати його геологічне та топографічне картографування з високою роздільністю здатністю.

За теперішнього часу здається малоймовірною

засікання з американського боку будь-яким науковим експериментом, проведеним за допомогою іноземного приладу, встановленого на борту КА США (в США зараз чимало конкуруючих наукових груп і фірм, здатних повною мірою забезпечити потребу майбутніх місячних космічних місій в науковій ідеології і відповідній апаратурі). Проте співробітництво тут можливе на стадії обробки і аналізу космічної інформації. Дійсно, нині обсяг даних, які отримуються в ході деяких експериментів, наприклад телевізійної зйомки з високою роздільною здатністю, значно перевищує можливості американських вчених самостійно провести детальний аналіз цих даних; вчені США тепер охоче йдуть на співпрацю і діляться отриманою інформацією. Наприклад, такий стан справ має місце з даними спектrozональної зйомки Місяця, проведеної згаданим вище КА «Клементина». В принципі ці дані доступні у вигляді бібліотеки лазерних дисків для широкого використання. Зокрема, робота з зображеннями місячної поверхні, отриманими КА «Клементина», розпочата в АО ХДУ спільно з співробітниками Університету Брауна (США).

Японія. Зараз Японія укладає великі кошти в розвиток власних космічних проектів, зокрема, пов'язаних з дослідженнями Місяця. Довгострокова японська програма вивчення Місяця розпадається за часом на два етапи. Початок первого з них буде покладено запуском в 1997 р. супутника Місяця (місія «Лунар А»), який скине на місячну поверхню три пенетратори і проведе знімання окремих її районів з високою роздільною здатністю при змінному сонячному освітленні. За допомогою пенетраторів передбачається проводити вимірювання теплового потоку, який йде з надр Місяця. Пенетратори будуть також споряджені сейсмометрами, на порядок чутливішими ніж ті, які використовувались в експедиціях «Аполлон». Два пенетратори будуть скинуті на видимому боці Місяця, а один — на зворотному. Тобто, буде створена унікальна сейсмічна мережа, яка, можливо, даст змогу відповісти на питання про те, чи має Місяць ядро. «Опитування» приладів пенетраторів буде здійснюватись за допомогою орбітального модуля, з якого потім інформація пересилатиметься на Землю.

Передбачається участь України у виконанні робіт з радіоінтерферометричних вимірювань трьох радіопередавачів, які будуть встановлені на Місяці, за допомогою радіотелескопа РТ-22 (Крим, Євпаторія).

В 2002 р. в Японії планується запуск місячного полярного супутника для проведення глобальної

зйомки місячної поверхні. Цей проект знаходиться ще в стадії розробки, і склад його наукової апаратури поки що остаточно не затверджений. Ще менш визначеними є проекти, що використовують самохідні апарати. Вони орієнтовані на задачі колекційного збирання зразків місячного ґрунту і його доставки на Землю. В Японії, як і в США, є багато фірм, здатних створювати необхідну наукову апаратуру, які борються за отримання престижних та вигідних замовлень. Знову-таки можливість розміщення на цьому супутнику «сторонніх» приладів здається малоімовірною. Проте участь в обробці і аналізі наукової інформації, мабуть, możliва.

Країни Західної Європи. Недавно «Керівна група з досліджень Місяця» європейського космічного агентства (ЕКА), відмічаючи унікальність наукового і стратегічного значення Місяця для земної цивілізації, розробила концепцію його подальших досліджень за допомогою автоматичних станцій (Bank, Kassing, 1993). Виділяється три можливих види наукової діяльності у виконанні програми за назвою «Місія до Місяця»: «Science of the Moon», «Science on the Moon» і «Science from the Moon». Керівництво ЕКА вважає, що тут доцільна і можлива широка міжнародна кооперація.

На теперішній час в ЕКА серйозна робота проводиться над двома місячними проектами (щоправда, до цього часу ще не затвердженими). Перший з них — проект LEDA (Lunar European Demonstration Approach), включає доставку самохідного апарату в район північного полюса Місяця. Запуск планується здійснити в 2002 р. Завданням місії є, зокрема, панорамна зйомка місячної поверхні по трасі руху апарату та довготривалий моніторинг навколо місячного простору. Автори проекту збираються вивчати за допомогою цього апарату ділянки місячної поверхні, які ніколи не освітлюються Сонцем з метою пошуку льоду. Деякі дослідження передбачається виконати і з орбітального модуля. Проте, вони будуть орієнтовані, головним чином, на забезпечення основної частини місії: вибір місця для посадки, вибір траси руху ровера та ін.

Проект MORO (Moon ORbiting Observanory) передбачає запуск полярного супутника Місяця в 2003 р. Цей проект розглядається в двох можливих варіантах відповідно до різної ваги і складу наукової апаратури. Проте в обох випадках передбачений субсателіт вагою близько 10 кг, який в парі з основним модулем складає орбітальний градієнтометр. Це даст змогу проводити унікальні дослідження структури гравітаційного поля Місяця. Мінімальний варіант включає в себе стереокамеру на основі ПЗЗ-лінійок, яка працюватиме в дев'яти

спектральних каналах. Вона забезпечить просторову роздільну здатність в декілька десятків метрів на піксель, що на порядок перевищує роздільну здатність даних спектрозональної зйомки, проведеної КА «Клементина». Крім цього, на апараті MORO буде встановлений картуючий ІЧ-спектрометр, який працює в діапазоні 0.8—2.5 мкм, та мікрохвильовий радарний альтиметр і радіометр. Розширеній варіант передбачає також установку рентгенівського і гамма-спектрометра для геохімічної зйомки. Можливо, будуть установлені і інші прилади, такі як магнітометр, електронний рефлексометр і мас-спектрометр для вивчення місячної екзосфери. Вибір варіантів і установлення додаткових приладів ставиться авторами проекту в залежність від результатів роботи американського КА «Лунар Проспектор».

Хоча проекти LEDA і MORO є міжнародними, ні Росія, ні Україна в них участі не приймають. На нинішньому етапі «прорватись» на борт цих апаратів, навіть маючи оригінальну ідею космічного експерименту та готовий прилад, навряд чи можливо. Проте, як і в попередніх випадках, варто докладати зусиль щодо включення українських спеціалістів в робочі групи для спільної обробки та аналізу наукових даних.

Росія. Як уже відмічалось, останній запуск до Місяця в СРСР був здійснений в 1976 р. Після цього епізодично розглядались різні проекти досліджень Місяця за допомогою автоматичних станцій, проте жоден з них не був доведений до стадії рішення держкомісії з військово-промислових питань, з якого в той час розпочиналась будь-яка реальна робота за тим чи іншим космічним проектом. Зокрема, на початку 1980-х рр. був дуже близьким до затвердження проект місячного полярного супутника (проект 1Л), який планувалось запустити в 1988 р. Цей супутник дозволив би розв'язати багато цікавих наукових задач, частина з яких була лише недавно розв'язана КА «Клементина», а частина, можливо, буде розв'язана лише за допомогою супутника «Лунар Проспектор». Базовим модулем мав служити запасний апарат з серії «Фобос», створений в НПО ім. С. А. Лавочкина. Цей апарат передбачалось оснастити приладами, орієнтованими на дослідження Місяця. На жаль, запуск місячного полярного супутника так і не відбувся.

На теперішній час в Росії дослідження Місяця не віднесені до числа пріоритетних. Проте обговорюється питання про можливий запуск приблизно в 2003 р. космічного апарату з пенетраторами типу тих, які будуть використані при дослідженнях Марса в межах проекту «Марс-96». Варто також

мати на увазі, що політ до Місяця — справа порівняно проста і достатньо відпрацьована з технічної точки зору. У випадку покращення економічної ситуації та виникнення підходящої кон'юнктури, космічні фірми Росії, маючи великий досвід минулих наукових і інженерно-конструкторських робіт, здатні протягом короткого часу створити космічні апарати, призначенні для дослідження місячної поверхні як з навколомісячної орбіти, так і *on situ*.

Співробітництво багатьох наукових і інженерних колективів України і Росії є традиційним. Тому у випадку відновлення інтересу до космічних досліджень Місяця в Росії відповідні наукові дослідження могли б бути виконані в рамках міждержавної космічної програми. Зокрема, понад 10 років тому GEOXI РАН, АО ХДУ і ІРЕ НАН України в рамках згаданого вище проекту 1Л розпочали на ініціативі основі розробку бортового оптичного приладу для створення калібрівочної фотометричної мережі даних (експеримент «Янус»), які, зокрема, передбачалось використати для оглядового картографування структурних і мінералого-геохімічних характеристик місячної поверхні. Ідея цього експерименту до цього часу актуальна (Шкуратов и др., 1996б) і може бути використана в майбутньому.

ВИСНОВОК

Місяць — наш найближчий природний супутник і тому є зrozумілим особливий інтерес землян до цього небесного тіла. З одного боку, вивчення походження, будови і еволюції Місяця, взаємодії Місяць—Земля — актуальна наукова проблема. З іншого боку, Місяць є сховищем альтернативних джерел сировини та енергії, які при розумному використанні можуть служити людству протягом багатьох тисячоліть. Нарешті, Місяць може розглядатись як економічно вигідна платформа для дослідження далекого Всесвіту і здійснення пілотованих польотів на Марс та інші тіла Сонячної системи.

Азаров А. М. Открытия ученых СССР: справочник / Под ред. В. Е. Тонкаля. — Киев: Наук. думка, 1988.—320 с.

Акимов Л. А. О влиянии мезорельефа на распределение яркости по диску планеты // Астрон. журн.—1975.—52, вып. 3.— С. 635—641.

Акимов Л. А., Антипова-Каратая И. И., Езерский В. И., Шкуратов Ю. Г. Некоторые результаты изучения оптических свойств проб реголита «Луны-24» // Лунный грунт из Моря Кризисов. — М., 1980.—С. 333—341.

Акимов Л. А., Латынина И. И., Олифер Н. С. Опорный каталог оптических характеристик избранных участков лунной по-

- верхности. — Харьков, 1986.—31 с.—(Деп. в УкрНИИНТИ 18.11.86; № 2689).
- Акимов Л. А., Шкуратов Ю. Г. Оптические исследования образцов лунного грунта различной степени зрелости // Астрон. вестник.—1983.—17, № 4.—С. 202—209.
- Барабашов Н. П., Чекирда А. Т. Об отражении света от поверхности Луны и Марса // Астрон. журн.—1945.—22.— С. 11—22.
- Большаков В. Д. (ред.) Атлас планет земной группы и их спутников. — М.: Изд-во МИИГАИК, 1992.—208 с.
- Гаврилов И. В. Фигура и размеры Луны по астрономическим наблюдениям. — Киев: Наук. думка, 1969.—150 с.
- Гаврилов И. В., Дума А. С., Кислюк В. С. Каталог сelenоцентрических положений 500 базисных точек на Луне // Фигура и движение Луны. — Киев: Наук. думка, 1967.— Вып. 2.—С. 7—55.
- Гаврилов И. В., Дума А. С., Кислюк В. С., Курьянова А. Н. Сelenоцентрические координаты 160 базисных точек на поверхности Луны // Фигура и движение Луны. — Киев: Наук. думка, 1965.—С. 40—60.
- Гаврилов И. В., Кислюк В. С. Сводный каталог сelenоцентрических положений 2580 базисных точек на Луне. — Киев: Наук. думка, 1970.—124 с.
- Гаврилов И. В., Кислюк В. С., Дума А. С. Сводная система сelenоцентрических координат 4900 точек лунной поверхности. — Киев: Наук. думка, 1977.—172 с.
- Гаврилов И. В., Кислюк В. С., Карапасев Л. А. Мегарельеф видимой стороны Луны // Астрон. вестник.—1981.—15, № 4.—С. 211—215.
- Гаврилов И. В., Яновицкая Г. Т. Сопоставление абсолютных высот уровенной и физической поверхности Луны // Тр. 18-й Астрометр. конф. СССР (2—5 июня 1969 г., Пулково). — Л.: Наука, 1972а.—С. 292—297.
- Гаврилов И. В., Яновицкая Г. Т. Аппроксимация геометрической фигуры Луны с помощью сферических функций // Астрометрия и астрофизика.—1972.—Вып. 16.—С. 46—52.
- Горянина А. А. Постоянные физической librations Луны. — Киев: Наук. думка, 1969.—276 с.
- Диков Ю. П., Богатиков О. А., Немошталенко В. А. и др. Особенности состояния породообразующих элементов в поверхностных слоях реголитовых частиц «Луны-24» // Геохимия.—1977.—№ 10.—С. 1524—1532.
- Дума А. С. Абсолютные высоты краевой зоны Луны в системе сelenоцентрических опорных точек // Астрометрия и астрофизика.—1973.—Вып. 20.—С. 55—68.
- Дума А. С., Кислюк В. С. Профиль Луны по фотографиям, полученным с помощью КК «Аполлон-11» // Кинематика и физика небес. тел.—1985.—1, № 1.—С. 49—54.
- Зазуляк П. М. Исследование параметров внешнего гравитационного поля и фигуры Луны: Автoref. дис. ... канд. физ.-мат. наук. — Киев, 1977.—19 с.
- Зазуляк П. М., Зингер В. Е., Кислюк В. С. Представление лунной топографии рядом сферических функций до 16-го порядка // Кинематика и физика небес. тел.—1988.—4, № 3.—С. 68—75.
- Зазуляк П. М., Киричук В. В., Мещеряков Г. А. Исследования обобщенной фигуры Луны // Proc. Intern. symp. figure of the Earth, the Moon and other planets. — Prague: Research Inst. of Geod., Topogr. and Cartogr., 1983.—Р. 465—475.
- Зазуляк П. М., Кислюк В. С. Планетарные особенности фигуры и гравитационного поля Луны // Селенодезия и динамика Луны. — Киев: Наук. думка, 1990.—С. 74—79.
- Евсюков Н. Н. Карта альбено видимого полушария Луны. — Киев: Наук. думка, 1973а.
- Евсюков Н. Н. Карта цвета видимого полушария Луны. — Киев: Наук. думка, 1973б.
- Евсюков Н. Н. Связь оптических характеристик с химико-минералогическим составом лунных пород // Астрон. журн.—1974.—51.—С. 1316—1325.
- Кислюк В. С. Опыт построения независимой селенодезической системы координат // Астрометрия и астрофизика.—1971.—Вып. 13.—С. 30—43.
- Кислюк В. С. Об уточнении координаты дзета кратеров видимого полушария Луны по данным съемки КА «Зонд-8» // Космич. исследования.—1975а.—13.—С. 415—422.
- Кислюк В. С. Профиль обратной стороны Луны по данным съемки КА «Зонд-8» // Астрометрия и астрофизика.—1975б.—Вып. 27.—С. 31—36.
- Кислюк В. С. Эллипсоид инерции Луны // Кинематика и физика небес. тел.—1985.—1, № 1.—С. 41—48.
- Кислюк В. С. Геометрические и динамические характеристики Луны. — Киев: Наук. думка, 1988.—184 с.
- Кислюк В. С. Комплексное изучение динамики системы Земля—Луна с помощью наземной и космической астрометрии // Астрономические аспекты освоения Луны и поиск внеземных ресурсов. — М.: Изд-во Моск. ун-та, 1993.—С. 136—144.
- Кислюк В. С., Василенко Н. А., Семеренко Р. Л., Коллюх В. Б. Определение углов ориентировки селенодезической координатной системы по данным фотографических позиционных наблюдений Луны // Астрометрия и астрофизика.—1983.—Вып. 48.—С. 78—84.
- Кислюк В. С., Семеренко Р. Л. Определение ориентировки Луны по наземным фотографическим наблюдениям // Селенодезия и динамика Луны. — Киев: Наук. думка, 1990.—С. 99—103.
- Коваль И. К., Лисина Л. Р., Миронова М. Н. Топографические особенности избранных объектов восточного сектора обратной стороны Луны // Атлас обратной стороны Луны. — М.: Наука, 1967.—Ч. 2.—С. 172—178.
- Корниенко Ю. В., Шкуратов Ю. Г., Бычинский В. И., Станкевич Д. Г. Взаимосвязь альбедо и поляризационных характеристик Луны. Применение цифровой обработки изображений // Астрон. журн.—1982.—59, вып. 3.—С. 571—577.
- Лисина Л. Р. Исследование рельефа лунной поверхности в районе кратера Кеплер фотометрическим методом // Физика Луны и планет. — Киев: Наук. думка, 1966.—С. 95—109.
- Мещеряков Г. А., Зазуляк П. М., Зингер В. Е., Киричук В. В. Модель гравитационного поля Луны, полученная с использованием данных о лучевых ускорениях. — Львов, 1983.—13 с.—(Деп. в УкрНИИНТИ 15.06.83, № 498 Ук.).
- Мещеряков Г. А., Зазуляк П. М., Киричук В. В. О вычислении моментов инерции Луны // Астрон. журн.—1976.—53, вып. 3.—С. 620—625.
- Мещеряков Г. А., Киричук В. В., Зазуляк П. М. О сравнительной оценке моделей гравитационного поля Луны // Геодезия, картография и аэрофотосъемка.—1980.—Вып. 32.—С. 101—106.
- Немошталенко В. В. Неокислювальні метали // Знання та праця.—1982.—№ 7.—С. 6—8.
- Опанасенко Н. В., Долуханян А. А., Шкуратов Ю. Г. и др. Изображение степени поляризации Луны вблизи минимума отрицательной ветви // Астрон. вестник.—1994.—28, № 2.—С. 27—36.
- Семеренко Р. Л. Построение динамической сelenоцентрической координатной системы по фотографическим наблюдениям Луны. — Киев, 1987.—20 с.—(Препринт / АН УССР. Ин-т теор. физики; ИТФ-87-118Р).
- Федорец В. А. Фотографическая фотометрия лунной поверхности // Ученые записки Харьков. ун-та.—1952.—42.—С. 49—172.
- Шевченко В. В. Проект обитаемой базы на Луне // Вестн. АН СССР.—1986.—№ 10.—С. 85—98.

- Шевченко В. В., Чикмачев В. И. Лунная база — проект ХХI века // Итоги науки и техники / ВИНИТИ. Косм. исследования.—1989.—116 с.
- Шкуратов Ю. Г. О природе оппозиционного эффекта яркости и отрицательной поляризации света твердых космических поверхностей // Астрон. циркуляр.—1985.—№ 1400.—С. 3—6.
- Шкуратов Ю. Г. Обзор исследований обратного рассеяния света твердыми поверхностями небесных тел: теоретические модели оппозиционного эффекта // Астрон. вестник.—1994а.—28, № 4—5.—С. 155—171.
- Шкуратов Ю. Г. Обзор исследований обратного рассеяния света твердыми поверхностями небесных тел: оппозиционный эффект яркости по экспериментальным данным // Астрон. вестник.—1994б.—28, № 2.—С. 3—18.
- Шкуратов Ю. Г. Фрактоиды и фотометрия твердых поверхностей небесных тел // Астрон. вестник.—1995.—29, № 6.—С. 483—496.
- Шкуратов Ю. Г., Мелкумова Л. Я., Опанасенко Н. В., Станкевич Д. Г. О фазовой зависимости цвета безатмосферных небесных тел // Астрон. вестник.—1996а.—3, № 1.—С. 82—91.
- Шкуратов Ю. Г., Редькин С. П., Битанова Н. В., Ильинский А. В. Взаимосвязь альбедо и поляризационных свойств Луны. III. Новый оптический параметр // Астрон. циркуляр.—1980.—№ 1112.—С. 3—6.
- Шкуратов Ю. Г., Станкевич Д. Г., Корниенко Ю. В. и др. Эксперимент «Янус» на лунном полярном спутнике // Космічна наука і технологія.—1996б.—2, № 1—2.—С. 24—30.
- Яковкин А. А. Радиус и форма Луны // Бюл. Астрон. обсерватории им. В. П. Энгельгардта.—1934.—№ 4.—С. 3—15.
- Яковкин А. А. Астрометрия на Луне (программа астрометрических наблюдений на стационарной лунной обсерватории) // Тр. 15-й Астрометр. конф. СССР (13—17 декабря 1960 г., Пулково). — Л.: Наука, 1963.—С. 412—416.
- Яковкин А. А., Деменко И. М., Миць Л. Н. Формулы и эфемериды для полевых наблюдений на Луне. — Киев: Наук. думка, 1964.—149 с.
- Bank C., Kassing D. Technologies for automatic lunar exploration missions // ESA bulletin.—1993.—N 74.—P. 29—35.
- Barabashev N. P. Bestimmung der Erdalbedo und des Reflexionsgesetzes fur die Oberflache der Mondmeere. Theorie der Rillen // Astron. Nachr.—1922.—217.—P. 445—452.
- Foing B. H. Astronomy and space science from station Moon // J. Brit. Interplanetary Soc.—1995.—48.—P. 67—70.
- Habibullin Sh. T., Chikanov Yu. A., and Kislyuk V. S. Relative deformations of selenodetic nets of coordinates // Moon.—1972.—3, N 4.—P. 21—30.
- Kislyuk V. S. System of generalized selenodetic parameters // Proc. Int. Symp. Figure of the Earth, Moon and Planets. — Prague: Research Inst. Geodes., topogr. and cartogr., 1987.—P. 167—177.
- Kislyuk V. S. Orientation of the Moon's ellipsoid of inertia // Manuscr. geod.—1990.—15.—P. 179—186.
- Mishchenko M. I. Polarization effects in weak localization of light: calculation of the copolarized and depolarized backscattering enhancement factors // Phys. Rev. B.—1991.—44, N 22.—P. 12597—12600.
- Nozette S., Pleasance L. P., Horan D. M., et al. The Clementine mission to the Moon: science overview // Science.—1994.—266.—P. 1835—1839.
- Severny A. B., Terez E. I., and Zvereva A. M. The measurements of sky brightness on lunokhod-2 // Moon.—1975.—14, N 1.—P. 123—128.
- Shkuratov Yu. G., Opanasenko N. V. Polarimetric and photometric properties of the Moon: Telescope observation and laboratory simulation. 2. The positive polarization // Icarus.—1992.—99.—P. 468—484.
- Shkuratov Yu. G., Opanasenko N. V., and Kreslavsky M. A. Polarimetric and photometric properties of the Moon: Telescope observation and laboratory simulation. 1. The negative polarization // Icarus.—1992.—95.—P. 283—299.
- Shkuratov Yu. G., Starukhina L. V., Kreslavsky M. A., et al. Principle of undulatory invariance in photometry of atmosphereless celestial bodies // Icarus.—1994.—109.—P. 168—190.

EXPLORATION OF THE MOON FROM SPACE: TASKS, POTENTIALITIES, AND PROSPECTS OF THE UKRAINIAN SCIENCE AND ENGINEERING

V. S. Kyslyuk, Yu. G. Shkuratov, and Ya. S. Yatskiv

The current status of astrometric, selenodetic, photometric, and astrophysical investigations of the Moon in Ukraine is analyzed. Space projects of different space agencies concerning the further exploration of the Moon are discussed together with a possible participation of Ukraine in some of the projects.

Мозаїка фотознімків поверхні Місяця поблизу кратера Тіхо, отриманих КА «Сервейор-7» в січні 1968 р. (верхній знімок) та астронавт космічного корабля «Аполлон-12» Аллан Бін (листопад 1969 р.) оглядає КА «Сервейор-3», який здійснив посадку на Місяці (Океан Бур) в квітні 1967 р. (нижній знімок)

Фото Лабораторії реактивного руху (Пасадена, Каліфорнія), NASA

УДК 523.3-35:520.876

Предложения по проведению экспериментов «Янус» на лунном полярном спутнике

Ю. Г. Шкуратов¹, Д. Г. Станкевич¹,
Ю. В. Корниенко², А. С. Качанов³, В. И. Сербин³

¹ Астрономічна обсерваторія Харківського університету

² Інститут радіофізики і електроніки НАН України, Харків,

³ Інститут геохімії і аналітичної хімії ім. В. І. Вернадського РАН, Москва

Надійшла до редакції 11.04.96

Описано експерименти, направлені на вивчення поверхні Місяця оптичними методами з борту місячного полярного супутника. Метою експериментів є створення фотометричної еталонної мережі для калібрування зображення Місяця високої роздільності, а також глобальне дистанційне дослідження мінералого-геохімічних та структурних властивостей місячної поверхні оптичними методами в широкому діапазоні спектра (λ 0.2—2.5 мкм) з розділенням на поверхні біля 15 км. Спектрофотометрію Місяця при малих фазових кутах пропонується виконувати в 14 спектральних участках, найбільш інформативних з мінералогічної точки зору. В УФ-частині спектра (λ 0.2 мкм) запропоновано вимірювати ступінь і положення площини поляризації при фазових кутах, близьких до 90°, з метою отримання інформації про мікроструктуру реголіту.

ВВЕДЕНИЕ

После почти двадцатилетнего перерыва интерес к изучению Луны с помощью космических аппаратов начинает возобновляться. Так, в 1992 г. КА «Галилей» провел спектрональную съемку части видимого и обратного полушарий Луны. В 1994 г. глобальное исследование всей лунной поверхности с высоким разрешением выполнил КА «Клементина». Анализ причин возобновления такого интереса можно найти в работе Кислюк и др. (1996), в которой, кроме того, дано краткое описание программ предстоящих космических исследований Луны в США, Японии, России и странах Западной Европы.

Одним из этапов большинства этих программ являются запуски полярного спутника вокруг Луны с целью детального исследования характеристик ее поверхности. Эти запуски должны существенно расширить объем информации, полученной КА

«Клементина». В частности, предполагается на американском спутнике «Лунар Проспектор» провести геохимическую съемку Луны в гамма- и рентгеновском диапазонах. Такая съемка на КА «Клементина» не проводилась. Существуют, однако, идеи экспериментов, которые при всей их простоте и полезности не предполагается реализовывать в ближайших космических миссиях к Луне. Два эксперимента такого рода будут описаны ниже.

Степень разработки идеологии и приборного воплощения этих экспериментов довольно высока. Дело в том, что в первой половине 1980 гг. в Советском Союзе прорабатывался вопрос о запуске лунного полярного спутника предположительно в 1990-х гг. Эксперименты, описываемые ниже (они получили название «Янус»), и предполагалось провести на этом спутнике. К сожалению, в силу ряда причин запуск спутника не состоялся. Однако опыт, накопленный в процессе его подготовки, особенно в части идеологии научных эксперимен-

тов, нам представляется полезным; его можно будет использовать в будущем (см. подробнее работу Кислюк и др., 1996).

ПРОЕКТ 1Л

Научное руководство космическим проектом 1Л — так назывался проект советского лунного полярного спутника — осуществлялось Институтом геохимии и аналитической химии им. В. И. Вернадского РАН. Эксперименты, о которых пойдет речь, разрабатывались совместно сотрудниками АО ХГУ, ИРЭ НАН Украины и ГЕОХИ РАН.

Спутник предполагалось запустить на высокую окололунную орбиту, близкую к круговой, с наклонением около 85°. Средняя высота полета спутника над лунной поверхностью — около 100 км. Период обращения вокруг Луны — около 2 ч. Основной научной задачей этой миссии была обзорная съемка всей лунной поверхности с помощью приборов различного назначения. В состав бортовой научной аппаратуры должны были войти, в частности:

- видеоспектрометр, позволяющий проводить съемку с пространственным разрешением около 100 м в 3-4 участках видимого спектра;
- полупроводниковый и сцинтилляционный гамма-спектрометры для изучения типа пород, их элементного состава и фона мягкого гамма-излучения Луны (разрешение на поверхности — около 100 км, спектральный диапазон 0.3—9.0 МэВ);
- рентгеновский спектрометр для изучения содержания магния, алюминия и кремния в поверхностных породах (разрешение — несколько десятков километров);
- нейтронный спектрометр для определения водорододержащих областей в поверхностном грунте (разрешение около 100 км);
- феррозондовый и электронный магнитометры для картографирования с разрешением около 50 км структуры магнитных полей лунной поверхности;
- радиокомплекс для зондирования подстилающих реголитовый чехол горизонтов скальных пород;
- измеритель световых потоков «Янус» для картографирования фотометрических и поляриметрических характеристик лунной поверхности с разрешением около 15 км с целью создания эталонной фотометрической сети на лунной поверхности и анализа минералого-геохимических, а также физических свойств поверхности.

Предполагалось, что общий вес научных приборов не превысит 300 кг, а их общее энергопотребление — 300 Вт.

Любой бортовой эксперимент — это компромисс между его научной эффективностью и возможностями КА. К последним относятся конструкционные, энергетические, весовые и ориентационные ограничения, а также информационные возможности телеметрических каналов. Поэтому, прежде чем переходить к описанию деталей экспериментов «Янус», укажем еще несколько подробностей функционирования спутника.

КА должен был представлять собой развитие изделия «Фобос», которое разрабатывалось и создавалось в НПО им. С. А. Лавочкина.

Предполагалось, что плоскость орбиты аппарата будет постоянной (ее изменение требует больших затрат топлива). За счет вращения Луны под аппаратом от витка к витку должны проходить все новые и новые участки поверхности. Расстояние на поверхности, отвечающее двум соседним виткам, составляет примерно 30 км, или около 1°. Предполагаемое время штатной работы КА — 1 год. По окончании этого времени в случае сохранения работоспособности КА его предполагалось либо оставить на окололунной орбите для продолжения съемки Луны, либо увести в одну из устойчивых либрационных точек системы Земля—Луна для исследования космического пространства в окрестности этой точки.

Питание КА должно было осуществляться от солнечных батарей. На КА не предполагалось никаких поворотных платформ — все научные приборы должны были жестко крепиться на борту во внешнем пространстве, и наводиться на Луну за счет ориентации самого КА.

Предполагалось, что спутник будет иметь канал связи от 32 до 64 Кбит/с (для сравнения: информационный канал КА «Клементина» имел пропускную способность на 1—2 порядка выше).

Предполагалось, что орбита спутника будет корректироваться примерно один раз в месяц двигателями малой тяги. Точность определения координат орбиты КА предполагалась невысокой: в горизонтальной плоскости — не хуже 5—10 км, а по высоте над поверхностью Луны — не хуже 3 км. Прорабатывалась возможность установки лазерного альтиметра, что могло бы существенно улучшить точность измерения высотной координаты и позволило бы провести эксперименты по глобальному профилированию лунной поверхности.

Из-за постоянства плоскости орбиты КА в пространстве, для обеспечения освещения батарей аппарата Солнцем предусматривались различные

ориентационные режимы работы спутника в течение года. В случае, когда плоскость орбиты КА приблизительно перпендикулярна к солнечным лучам (в двух секторах орбиты Земли с раскрытом $\pm 45^\circ$), ось $-Z$ аппарата всегда направлена в nadir, а ось X — на Солнце, при этом исследуется близтерминаторная область Луны при фазовом угле около 90° . Этот режим работы КА называется ПЦТО (постоянная планетоцентрическая ориентация). Это основной режим работы КА. В нем на научные приборы отводилось до 300 Вт мощности. В периоды, когда плоскость орбиты приблизительно параллельна солнечным лучам, предусматривался режим ПСЗО (постоянная солнечно-звездная ориентация). В этом случае ось X должна быть направлена на Солнце, а ось Y — сохранять ориентацию в пространстве. При этом направление $-Z$ может составлять любой угол с местной нормалью поверхности (от 0 вблизи экватора до 90°). В этом режиме была возможна съемка при малых (даже нулевом) фазовых углах. К сожалению, в этом режиме из-за ухода КА в лунную тень и перехода на аккумуляторное питание на научные приборы могло быть отведено только 100 Вт мощности.

Из-за необходимости переориентации спутника при переходе из режима ПСЗО в режим ПЦТО и обратно возникла дилемма: либо оси визирования некоторых приборов делать также переориентируемыми, что технически ненадежно, либо фактически дублировать эти приборы для каждого ориентационного режима. Такая проблема возникла и с прибором «Янус». Было решено, что он будет состоять из двух различно ориентированных в пространстве блоков — блока спектрометра и блока поляриметра.

Оба блока предполагалось крепить на одной из штанг солнечных батарей. Это место, несмотря на его «некомфортность», было выбрано для того, чтобы иметь возможность наблюдать в заданном секторе в обоих режимах (ПЦТО и ПСЗО) одновременно и лунную поверхность и Солнце (для фотометрической привязки). Требование такой двуликости дало название прибору (и соответствующим экспериментам) — «Янус». Необходимость удаления прибора от корпуса КА поставило разработчиков в жесткие условия по тепловому режиму: температура в месте крепления приборов могла варьировать от -20° до 50° С.

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эксперименты «Янус» имели целью: а) создание эталонной фотометрической сети на Луне для по-

следующей калибровки и фотометрической привязки снимков высокого разрешения; б) глобальное дистанционное исследование минералого-geoхимических и структурных свойств лунной поверхности.

Измерения предполагалось проводить в широком диапазоне спектра ($\lambda\lambda 0.2—2.5$ мкм) с разрешением на поверхности около 15 км. Было выбрано 14 спектральных участков, наиболее информативных с минералого-geoхимической точки зрения. В одном из участков ($\lambda 0.2$ мкм), помимо измерений интенсивности, предполагалось производить измерения степени и положения плоскости поляризации с целью получения информации о микроструктуре поверхностных зон реголита.

Эксперимент планировался на весь период активного существования КА на орбите спутника Луны как в режиме ПЦТО, так и в режиме ПСЗО. В режиме ПЦТО должны были выполняться поляриметрические измерения областей, близких к терминатору, при фазовых углах около 90° . В режиме ПСЗО предполагалось проводить спектрофотометрические измерения в диапазоне фазовых углов $\pm 45^\circ$.

Рассмотрим вопрос о выборе спектральных каналов для фильтрового спектрофотометра «Янус».

Видимый диапазон. Исследование спектральных особенностей участков лунной поверхности проводятся давно, однако лишь в последние десятилетия удалось доказать их важность. Так, Charette et al. (1974), исследуя отношение альбедо поверхности в двух длинах волн — $C(0.56/0.40$ мкм), обнаружили тесную корреляцию этой величины с содержанием двуокиси титана в зрелых морских грунтах. Эта корреляция позволяет количественно прогнозировать содержание титана в морских областях лунной поверхности (Johnson et al., 1977; 1991). В связи с этим был сделан выбор спектральных окон, центрированных на $\lambda\lambda 0.41$ и 0.56 мкм.

Отметим возможность использования данных фотометрии для построения пространственных распределений величины наклона фазовой кривой яркости в заданном диапазоне фазовых углов (Shkuratov et al., 1994). Эти распределения могут дать важную информацию о величине характерного наклона лунного мезорельефа, а в некоторых случаях — и о размерах частиц лунного грунта.

ИК-диапазон ($\lambda \sim 1$ мкм). Показатель цвета $C(0.96/0.56$ мкм), либо $C(0.95/0.75$ мкм) характеризует глубину полосы поглощения $d-d$ типа ионов двухвалентного железа в минералах пироксенового и оливинового рядов. Эти показатели цвета исследовались различными авторами в сочетании с параметрами $C(0.56/0.40$ мкм) и альбедо $A(0.56$ мкм), что позволило выполнить оптическую классифика-

цию лунных морских базальтов и выделить типы базальтов, неизвестные по исследованиям лунных образцов (Pieters, 1977; 1978). Недавно стало известно, как с помощью измерений показателя цвета $C(0.95/0.75 \text{ мкм})$ и альбедо $A(0.75 \text{ мкм})$ определить не только содержание железа в лунном грунте, но и степень зрелости — важной характеристики вещества лунной поверхности, зависящей от экспозиционного возраста этой поверхности (Lucey et al., 1995).

В эксперименте «Янус» предлагается исследовать не только интенсивность полосы поглощения ионов двухвалентного железа близ $\lambda 0.95 \text{ мкм}$, но и положение центра этой полосы, ее ширину и асимметрию. Как показали лабораторные исследования (Adams, 1974), положение центра полосы вблизи $\lambda 0.95 \text{ мкм}$ тесно связано с типом пироксенов по содержанию кальция. Совместное рассмотрение всех перечисленных параметров полосы, включая ширину и асимметрию, в принципе позволяет оценить вариации по лунной поверхности: степени железистости и кальциевости пироксенов, степени однородности по типу пироксенов, отношения содержаний оливинов и пироксенов. Отметим, что эта работа до сих пор не выполнена, несмотря на то, что соответствующие данные высокого разрешения были получены КА «Клементина». Проблема состоит в том, что данные съемки с этого аппарата пока недостаточно хорошо откалиброваны. Если бы в свое время описываемые эксперименты «Янус» были проведены, была бы качественная эталонная сеть фотометрических данных для выполнения калибровок спектрональных изображений высокого разрешения.

Для исследования параметров полосы поглощения вблизи $\lambda 0.95 \text{ мкм}$ в спектрометре «Янус» были выбраны спектральные окна около $\lambda\lambda 0.75, 0.85, 0.95, 1.05, 1.20 \text{ мкм}$.

ИК-диапазон ($\lambda \sim 2 \text{ мкм}$). Полоса поглощения пироксенов вблизи $\lambda 2 \text{ мкм}$, так же как полоса $\lambda 1 \text{ мкм}$, обусловлена расщеплением энергетических уровней ионов двухвалентного железа в кристаллическом поле лигантов. В отличие от полосы $\lambda 1 \text{ мкм}$, полоса $\lambda 2 \text{ мкм}$ формируется только минералами пироксенового ряда. Совместное изучение обеих полос может способствовать правильной оценке отношений содержания в грунте оливинов и пироксенов. Кроме того, лабораторные эксперименты показали, что полосы $\lambda\lambda 1$ и 2 мкм по-разному реагируют на влияние космогенной переработки лунных грунтов (Pieters, 1978; Davies et al., 1979). Вторичные стекла, содержащие ионы Fe^{+2} имеют полосу вблизи $\lambda 1 \text{ мкм}$ и почти не имеют особенностей спектра вблизи $\lambda 2 \text{ мкм}$. Как недавно выясни-

лось (Moroz et al., 1995), это может быть связано с тем, что при остывании расплава, из которого образуются стекла, кристаллизуются преимущественно оливины, и лишь в последнюю очередь — пироксены.

Для изучения полосы вблизи $\lambda 2 \text{ мкм}$ в спектрометре были предусмотрены следующие спектральные каналы $\lambda\lambda 1.40, 1.60, 1.80, 2.00, 2.20, 2.40 \text{ мкм}$.

УФ-диапазон. Представляет большой интерес исследование УФ-части спектра Луны, недоступной наблюдениям с Земли. В области спектра менее $\lambda 0.4 \text{ мкм}$ отражательная способность лунного грунта определяется сильными полосами переноса заряда типа кислород—металл, а также собственным поглощением. Вследствие этих механизмов, альбето Луны вблизи $\lambda 0.2 \text{ мкм}$ очень низкое (около 3 %), а контраст море—материк минимальный, т. е. моря имеют примерно такое же альбето, как и материки. Как показали лабораторные исследования (Dollfus et al., 1979), показатель цвета $C(0.56/0.20 \text{ мкм})$, так же как и $C(0.56/0.40 \text{ мкм})$, связан с содержанием титана в лунном грунте. Причем показатель цвета $C(0.56/0.20 \text{ мкм})$, в отличие от $C(0.56/0.40 \text{ мкм})$, пригоден для прогнозирования содержания титана при низких концентрациях, например, в материковом грунте.

Как отмечалось, вблизи $\lambda 0.2 \text{ мкм}$ альбето Луны очень низкое, поэтому в силу эффекта Умова здесь следует ожидать высокой степени поляризации рассеянного лунным грунтом излучения при больших фазовых углах. Оценки показывают, что эта степень поляризации может достигать 50 %. Поляриметрические измерения Луны сравнительно малочисленны. Среди имеющихся работ в этой области отметим для примера работы Dollfus, Bowell (1971), Shkuratov et al. (1992), в которых приведен большой объем наблюдательных данных, полученных с помощью наземных телескопов. С помощью космических средств поляриметрические измерения Луны еще не проводились. Диагностическая ценность поляриметрической информации с точки зрения физики и геологии Луны была осознана сравнительно недавно. В частности, было показано, что существует довольно тесная корреляционная зависимость между средним размером частиц лунного реголита и так называемым параметром поляриметрических аномалий, который в первом приближении можно считать пропорциональным величине второго параметра Стокса рассеянного излучения (Shkuratov, Opanasenko, 1992). Аналогичная зависимость известна и для аналогов грунта Марса (Dollfus, Deschamp, 1986). Кроме того, степень поляризации при углах фазы 90° — 120° характеризует микрошероховатость поверхности реголитовых

частиц в масштабах 1 мкм (Shkuratov, Opanasenko, 1992).

Эти соображения определили выбор спектрально-го окна, центрированного на $\lambda = 0.22$ мкм для выполнения как фотометрических, так и поляриметрических измерений.

ОПИСАНИЕ ПРОЦЕДУРЫ ИЗМЕРЕНИЙ

В ходе эксперимента предполагалось измерять отношение световых потоков от освещенных Солнцем площадок лунной поверхности со средним разме-ром около 15×15 км, к световому потоку, идущему непосредственно от Солнца. Для построения изо-брожений (карт) лунной поверхности предполага-лось использовать принцип плоскостного сканиро-вания. Специальное механическое сканирующее устройство должно было осуществлять развертку изображения поперек следа орбиты КА (строчная развертка) и фотометрическую привязку к Солнцу. Кадровая развертка осуществляется движением са-мого КА. Предполагалось, что вся поверхность Луны будет покрыта измерениями в течение одного месяца работы аппарата в режиме ПЦТО (поляри-метрические измерения) и одного месяца работы в режиме ПСЗО (спектрофотометрические измере-ния). Четкость изображений всей поверхности Луны при этом составила бы примерно 350 (по широте) на 700 (по долготе) элементов. Непрерыв-ная работа прибора в течение года могла позволить за счет избыточности данных создать однородную по точности и пространственному разрешению сеть прецизионных спектрофотометрических и поляри-метрических измерений поверхности Луны.

Планировалось, что объем информации за сутки в режиме ПЦТО составит 4 Мбит, в режиме ПСЗО — до 14 Мбит. Для приборов, строящих изображе-ния, это объем небольшой, однако даже сейчас он предста-вляется достаточным для создания прецизионной фотометрической сети данных, которая мо-жет использоваться для целей калибровки изобра-жений высокого разрешения.

Предполагалось, что измерения световых потоков будут выполнены с помощью ФЭУ — это светопри-емники, свойства которых хорошо изучены; они способны обеспечить относительную точность фо-тометрии в пределах 1 % даже в условиях косми-ческого эксперимента, особенно если принять во внимание дифференциальный характер планируе-емых измерений световых потоков.

Рассмотрим более детально работу отдельных блоков.

Поляриметр (режим ПЦТО). Поляриметр дол-

жен был измерять световые потоки в окрестности подаппаратной точки в спектральном участке $\lambda = 0.22$ мкм. Поляриметр сканирует поверхность Луны в плоскости ZOX . Линия кадровой развертки лежит в плоскости ZOY . Поле зрения поляриметра в плоскости ZOX составляет 35° (длина строки), а в плоскости ZOY — 3.5° (ширина строки); поле центрировано относительно оси $-Z$. Таким обра-зом, за полный период работы аппарата в режиме ПЦТО поляриметр мог охватить довольно широкий диапазон фазовых углов. Число измерений в строке равно 8 плюс измерение солнечного светового по-тока. Интервал времени между измерениями сосед-них строк постоянный и равен 4 с, чем обеспечива-ется съемка без зазоров при высотах больших 40 км. Для измерений поляризации предполагалось использование вращающейся фазовой пластиинки.

Спектрофотометр (режим ПСЗО). Спектрофо-тотометр должен был проводить измерения в окрест-ности точки пересечения оси $-X$ (вдоль направле-ния солнечных лучей) с лунной поверхностью. Эта точка находится в условиях, близких к оппозиции (нулевой угол фазы) Предполагалось, что спектро-фотометр будет проводить измерения в 14 спект-ральных каналах, перечисленных выше. Спектро-фотометр может сканировать поверхность Луны в плоскости XOY . Линия кадровой развертки при этом лежит в плоскости ZOX . Поле зрения спект-рофотометра в плоскости XOY составляет 30° , а в плоскости ZOX оно равно 3.5° . Это поле центриро-вано относительно оси $-X$. Таким образом, спект-рофотометр мог бы исследовать лунную поверх-ность в диапазоне углов 0 — 30° , определяемых углом развертки сканера. Для фотометрической привязки к Солнцу необходимо было обеспечить поле зрения спектрофотометра вдоль направления $+X$ в конусе с углом 20° . Число измерений в строке равно 7 плюс измерение солнечного потока. Проме-жуточ времени между измерениями строк равен 4 с. Измерения с помощью спектрофотометра в зоне больших широт нецелесообразно из-за силь-ных перспективных искажений.

ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

Предполагалось, что обработка данных будет состо-ять из трех стадий. Первая стадия — первичная обработка — имела целью определение наиболее вероятных значений всех измеряемых величин и представление их в единой форме. Эта стадия включает в себя следующие основные этапы:

- анализ первичных сообщений, принятых от приборов по каналу связи, проверку их на

- наличие ошибок (с использованием избыточности), устранение ошибок (там, где это возможно), выявление блоков данных, содержащих неисправимые ошибки;
- проверку правильности работы аппаратуры по диагностической информации, содержащейся в сообщении, выявление блоков данных, недостоверных из-за неправильной работы аппаратуры;
 - определение поправок на основании калибровочной и диагностической информации и внесение их в результаты измерений;
 - определение наиболее вероятных значений измеряемых величин для тех участков поверхности, где имеются избыточные измерения, и определение правдоподобных значений этих величин там, где информация в результатах частично или полностью отсутствует из-за сбоев в работе прибора или помех в канале связи;
 - координатная привязка результатов измерений;
 - составление карт достоверности полученных результатов;
 - приведение карт оптических параметров к стандартной картографической проекции.

Вторичная обработка данных включает в себя анализ статистических закономерностей, связывающих значения исследуемых параметров, и классификацию участков поверхности Луны с учетом априорной информации и данных, полученных с других приборов, расположенных на борту КА. Особый интерес представляла бы совместная обработка результатов наших экспериментов с данными измерений рентгеновской и гамма-спектроскопии, а также магнитометрическими и альбитометрическими данными. Основными этапами такой обработки являются:

- построение и исследование многомерных гистограмм распределения изучаемых параметров;
- кластерный анализ этих гистограмм;
- построение карт типов лунного грунта на основании результатов кластерного анализа;
- построение многопараметрических карт физических характеристик лунной поверхности;
- построение карт физических и минералого-геохимических характеристик Луны, косвенно определяемых по исследуемым параметрам на основании статистических закономерностей.

Третья стадия обработки представляет собой геологический анализ результатов первичной и вторичной обработки с точки зрения современных представлений о природе Луны. Эта стадия обработки выполняется геологами и может включать в себя

повторение некоторых этапов вторичной обработки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Эксперименты «Янус», в случае их успешной реализации, могли бы, несмотря на небольшое пространственное разрешение, дать принципиально новую обзорную информацию о всей поверхности лунного шара. Кроме того, они позволили бы создать однородную фотометрическую сеть данных низкого разрешения необходимую для калибровки снимков высокого разрешения. Такой сети сейчас недостает для эффективной взаимной фотометрической увязки снимков, полученных КА «Клементина». Еще раз подчеркнем, что эксперимент, связанный с поляриметрическими измерениями лунной поверхности в ближней УФ-части спектра, уникalen по своей постановке — аналогов такого эксперимента не было и в ближайших космических миссиях не планируется. Это говорит о том, что эксперименты «Янус», которые должны были проводиться на лунном полярном спутнике еще в конце 1980-х гг., до сих пор не потеряли своей актуальности. Работа по этим экспериментам может возобновиться на новом уровне, например, в рамках какого-либо международного космического проекта исследования Луны.

Кислюк В. С., Шкуратов Ю. Г., Яцків Я. С. Космічні дослідження Місяця: задачі, можливості і перспективи української науки і техніки // Космічна наука і технологія. — 1996. — 2, № 1—2. — С. 3—14.

Adams J. B. Visible and near-infrared diffuse reflectance spectra of pyroxenes as applied to remote sensing of solid objects in the solar system // J. Geophys. Res. — 1974. — 79, N 32. — P. 4829—4836.

Charette M. P., McCord T. B., Pieters C., Adams J. B. Application of remote spectral reflectance measurements to lunar geology classification and determination of titanium content of lunar soils // J. Geophys. Res. — 1974. — 79, N 11. — P. 1605—1613.

Davies D. W., Johnson T. V., Matson D. L. Lunar multispectral imaging at 2.26 μm : First result // Proc. Lunar Sci. Conf. 10th. — Houston, 1979. — P. 1819—1828.

Dollfus A., Bowell E. Polarimetric properties of the lunar surface and interpretation. I. Telescope observation // Astron. and Astrophys. — 1971. — 10. — P. 29—53.

Dollfus A., Caillex A., Hua C. T. Remote sensing of TiO_2 on planets and satellites // Lunar and Planet. Sci. Conf. (abstr.). — Houston: LPI/USRA, 1979. — P. 303—305.

Dollfus A., Deschamps M. Grain-size determination at the surface of Mars // Icarus. — 1986. — 67, N 1. — P. 37—50.

Johnson J. R., Larson S. M., Singer R. B. Remote sensing of potential lunar resources. I. Near-side compositional properties // J. Geophys. Res. — 1991. — 96. — P. 18861—18882.

Johnson T., Saunders R. S., Matson D. L., Mosher J. A. A TiO_2 abundance map for the northern maria // Proc. Lunar Sci. Conf. 8th. — Houston, 1977. — P. 1029—1036.

- Lucey P. G., Taylor G. I., Malaret E. Abundance and distribution of iron on the Moon // *Science*.—1995.—**268**.—P. 1150—1153.
- Moroz L. V., Fisenko A. V., Semjonova et al. Optical effects of regolith processes on S asteroids as simulated by laser shots on ordinary chondrite and other mafic materials // Abstracts of papers subm. to 22-nd Russian-American Microsymposium on Planetology, Oct., 1995, Moscow. — Moscow: Vernadsky Inst., 1995.—P. 65—66.
- Pieters C. Characterization of lunar mare basalt types — II: Spectral classification of fresh mare craters // Proc. Lunar Sci. Conf. 8th. — Houston, 1977.—P. 1037—1048.
- Pieters C. Mare basalt types on the front side of the Moon: A summary of spectral reflectance data // Proc. Lunar Sci. Conf. 9th. — Houston, 1978.—P. 2825—2849.
- Shkuratov Yu. G., Opanasenko N. V. Polarimetric and photometric properties of the Moon: Telescope observation and laboratory simulation. 2. The positive polarization // *Icarus*.—1992.—**99**.—P. 468—484.
- Shkuratov Yu. G., Opanasenko N. V., Kreslavsky M. A. Polarimetric and photometric properties of the Moon: Telescope observation and laboratory simulation. 1. The negative polarization // *Icarus*.—1992.—**95**.—P. 283—299.
- Shkuratov Yu. G., Starukhina L. V., Kreslavsky M. A., et al. Principle of undulatory invariance in photometry of atmosphereless celestial bodies // *Icarus*.—1994.—**109**.—P. 168—190.
-
- PROPOSALS ON THE EXPERIMENTS “JANUS” ON BOARD A LUNAR POLAR SATELLITE**
- Yu. G. Shkuratov, D. G. Stankevych, Yu. V. Kornienko, A. S. Kachanov, and V. I. Serbin*
- Our experience in the development of optical experiments on board a lunar polar satellite is described. The main purpose of the experiments is global remote-sensing investigations of mineralogical, geochemical, and structural properties of the lunar surface in the range 0.2—2.5 microns with a spatial resolution of about 15 km. We propose to carry out the spectrophotometry of the Moon at small phase angles in 14 spectral bands which are most informative from the mineralogical standpoint. Polarization in the UV-range (0.2 microns) is to be measured at phase angles of about 90° to obtain information about regolith microstructure.

УДК 523.34

Измерения яркости неба с поверхности Луны на аппарате «Луноход-2» (эксперимент Крымской астрофизической обсерватории)

А. М. Зверева

Кримська астрофізична обсерваторія ДКНТ України, Наукове

Надійшла до редакції 16.05.96

Подається опис серії експериментів по спостереженню світіння місячного неба, проведених на КА «Луноход-2» за допомогою встановленого на ньому двоканального фотометра Кримської астрофізичної обсерваторії.

Среди внеатмосферных экспериментов Крымской астрофизической обсерватории (КрАО), начавшихся в 1959 г. с установки первого астрофизического прибора — солнечного спектрометра на третьем корабле-спутнике (Прокофьев, 1961), можно выделить серию экспериментов по наблюдению фона неба с помощью широкоугольных астрофотометров, разработанных и изготовленных в КрАО. Целью этих экспериментов было определение интегральной яркости фона неба, как в УФ, так и в видимой областях спектра и определение физических характеристик пыли и газа межпланетного и межзвездного пространства (после исключения звездной составляющей). В этой серии экспериментов выделяется своей уникальностью эксперимент на аппарате «Луноход-2», где предметом изучения становится свечение лунного неба. Помимо научной, ставилась и прикладная задача: определение приемлемости условий на поверхности Луны для возможной установки там астрономических телескопов.

На аппарате «Луноход-2» (январь—март 1973 г.) было измерено свечение лунного неба в местном зените в районе кратера Лемонье с помощью широкоугольного ($250 \text{ } \square$) двухканального фотометра, одновременно в УФ (270 нм) и видимой (540 нм) областях спектра. Фотометр был разработан и изготовлен в КрАО на основе созданного ранее фото-

метра АФ-3, успешно работавшего на низкоорбитальных ИСЗ «Космос-51» (1964) и «Космос-213» (1968) (Dimov et al., 1970; Димов, Северный, 1972; Димов и др., 1972). Благодаря этим двум экспериментам на ИСЗ «Космос-51» и «Космос-213» был получен первый опыт фотометрических внеатмосферных измерений яркости неба. На аппарате «Луноход-2» был использован модернизированный фотометр АФ-3 (внешний вид прибора мало отличается от приведенного в статье Dimov et al., 1970), так как для успешного проведения эксперимента потребовалась тщательная подготовка измерительной аппаратуры с учетом быстрых и больших перепадов температур за время измерений, а также применение специальных бленд для защиты от засветки сторонними источниками света (Солнце, Земля).

При тесном сотрудничестве с группой управления путем маневрирования КА «Луноход-2» и манипулирования его крышкой, удалось провести 12 сеансов наблюдений, в основном во время лунного дня, два — во время «сумерек» и один — «глубокой» лунной ночи. К сожалению, из-за очень медленного вращения программного устройства прибора при низких температурах и ограниченного времени сеансов во время лунной ночи не было получено данных об УФ-свечении лунного ночного

неба, так был проведен только один 10-минутный сеанс наблюдений.

В результате эксперимента на аппарате «Луноход-2» было зарегистрировано избыточное свечение лунного неба как в видимом, так и в УФ-диапазонах спектра (Severny et al., 1975). Измеренная избыточная яркость в полосе V лунного дневного неба во время наблюдений в тени крышки аппарата «Луноход-2», а также V -яркость лунного ночного неба после учета излучения звезд и зодиакального света в основном может быть отнесена за счет света Земли, рассеянного блендами фотометра. Расчеты показали, что избыточная УФ-яркость неба никоим образом не может быть приписана рассеянному свету от Земли. Наблюданная яркость лунного неба, зарегистрированная в УФ-канале фотометра (270 нм) превосходила ожидаемую в 2.5—16 раз. В частности, УФ-яркость лунного «сумеречного» неба через час после захода Солнца в 3.3 раза превосходила ожидаемую яркость неба от свечения звезд и зодиакального света и рассеянного на блендах фотометра света Земли. Зарегистрированное УФ-свечение показало характерный ход с зенитным расстоянием Солнца (Зверева и др., 1975), хорошо согласующийся с тем, который следует из индикаторы рассеяния лунной пыли (Мороженко, Яновицкий, 1971). Кроме того, обнаружено, что эффект рассеяния сильнее проявляется после длительного освещения поверхности Луны солнечным светом. Все это указывало на возможное образование пылевой рассеивающей среды над поверхностью Луны в результате «соляризации» лунной почвы.

Полученные на КА «Луноход-2» данные в совокупности с другими наблюдательными данными свидетельствуют о возможном существовании нестационарной пылевой атмосферы Луны.

В предположении плоскопараллельного рассеивающего слоя по избыточному свечению в сумеречном сеансе получена оценка оптической толщины рассеивающего пылевого слоя — $3.6 \cdot 10^{-6}$ (расчеты выполнены В. П. Гринином). Расчеты показывают, что для двух характерных размеров пылинок лунного грунта, 10 и 70 мкм, такая оптическая толщина могла быть обусловлена 4.5 и 0.1 частиц в столбе с основанием в 1 см^2 соответственно (Зверева и др., 1974; 1975). Такая малая концентрация пыли над поверхностью Луны не может быть выявлена при наблюдениях края Луны с Земли.

Полученные оценки возможной нестационарной концентрации пыли над лунной поверхностью из-за ее малости не противоречат имеющимся наблюдательным данным, связанным с поисками атмосферы Луны: фотографиям лунного неба в линии L_{α} , полученным с поверхности Луны на станции

«Аполлон-16» (Carruthers, Page, 1972); указаниям, что над поверхностью Луны существует чрезвычайно разреженная атмосфера (Siscoe, Mukherjee, 1972; Johnson et al., 1972; Розенберг, 1970; Васильев и др., 1972).

В пользу существования нестационарной пылевой атмосферы вокруг Луны свидетельствует также яркая и протяженная светящаяся полоса вдоль лунного горизонта, неоднократно наблюдавшаяся на станциях «Surveyor» после захода Солнца (Criswell, 1972; Rennilson, Criswell, 1973), связанная с процессом «левитации» — электризации лунной пыли под действием солнечных рентгеновских лучей и ее подъемом на некоторую высоту. Другим свидетельством такой атмосферы могут рассматриваться наблюдения команды «Аполлон-17» с лунной орбиты оптических эффектов лунной пылевой атмосферы или локальных рассеивающих слоев, простирающихся даже над орбитой корабля (McCoys, Criswell, 1973).

Планируемое продолжение эксперимента КрАО по изучению яркости лунного неба (особенно в УФ-области спектра) не было осуществлено в связи со свертыванием лунной программы исследований в бывшем СССР. Дальнейшим развитием программы КрАО наблюдений УФ космического фона на большом удалении от Земли было проведение эксперимента «Галактика» на высокоапогейных станциях «Прогноз-6» и «Прогноз-7» в 1977—1978 гг. с помощью спектрометра, созданного совместно с французскими учеными (Zvereva et al., 1982; Severny, Zvereva, 1983).

В настоящее время ЗИП аппарата «Луноход-2» («Луноход-3») с установленным на борту астрофотометром КрАО экспонируется в музее НПО им. С. А. Лавочкина (Россия, Москва).

Васильев и др. Предварительные результаты исследования околосолнечной плазмы // Доклады АН СССР.—1973.—212, № 1.—С. 67—70.

Димов Н. А., Зверева А. М., Северный А. Б. Внеатмосферные наблюдения светимости неба со спутников Космос-51 и Космос-213. II. Результаты измерений и их интерпретация // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1972.—45.—С. 53—89.

Димов Н. А., Северный А. Б. Внеатмосферные наблюдения светимости неба со спутников Космос-51 и Космос-213. I. Метод и калибровка измерений // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1972.—45.—С. 53—89.

Зверева А. М., Северный А. Б., Терез Э. И. Измерения яркости лунного неба на Луноходе-2 // Космич. исследования.—1974.—12, вып. 6.—С. 910—916.

Зверева А. М., Северный А. Б., Терез Э. И. Результаты исследований яркости лунного неба, полученные с помощью астрофотометра АФ-3Л, установленного на Луноходе-2 // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории.—1975.—53.—С. 3—28.

- Мороженко А. В., Яновицкий Э. Г. Оптическая модель поверхности Марса в видимом участке спектра // Астрон. журн.—1971.—48, вып. 4.—С. 795—809.
- Прокофьев В. К. Измерения далекого ультрафиолетового излучения на Солнце // Искусств. спутники Земли.—1961.—Вып. 11.
- Розенберг Г. В. Атмосферное давление на Луне по данным сумеречного фотографирования Surveyor-VII // Астрон. журн.—1970.—47, вып. 2.—С. 449—452.
- Carruthers G. R. and Page T. Far UV Camera-Spectrograph. Apollo-16 preliminary report // NASA SP-315.—1972.—13.1-13.14.
- Criswell D. R. Lunar Dust Motion: Proc. Third Lunar Sci. Conf., Suppl. 3, Geochim // Cosmochim. Acta.—1972.—3.—P. 2671—2680.
- Dimov N. A., Severny A. B., and Zvereva A. M. The night sky brightness measured from satellites Kosmos 51 and 213 // Ultraviolet Stellar Spectra and Ground-Based Observations: IAU Symp. N 36 / Eds L. Houziaux and H. E. Butler. —Dordrecht-Holland, 1970.—P. 325—333.
- Johnson F. S., Evans D. E., Carroll J. M. Observation of Lunar Atmosphere // Space Res.—1972.—12.—P. 99—105.
- McCoy J., Criswell D. R. Evidence for a Lunar Dust Atmosphere etc. Preprint Lunar Science Institute. Houston, Texas, 1973.
- Rennilson J. J., Criswell D. R. Surveyor Observations of Lunar Horizon-glow // COSPAR Proc. Session i. 17, FRG, 1973.
- Severny A. B., Terez E. I., and Zvereva A. M. The measurements of sky brightness on Lunokhod-2 // The Moon.—1975.—14.—P. 123—128.
- Severny A. B., Zvereva A. M. Possible interpretation of UV-sky background radiation observed in space experiment “Galaktika” // Astrophys. Lett.—1983.—23.—P. 71—77.
- Siscoe G. L., Mukherjee N. R. Upper Limits on the Lunar Atmosphere Determined from Solar-Wind Measurements // J. Geophys. Res.—1972.—77, N 31.—P. 6042—6051.
- Zvereva A. M., Severny A. B., Granitzky L. V., et al. Ultraviolet Spectrum of the Sky Background at Different Galactic Latitudes // Astron. and Astrophys.—1982.—116.—P. 312—322.

**SKY BRIGHTNESS MEASUREMENTS
MADE BY THE “LUNOKHOD-2” APPARATUS
FROM THE LUNAR SURFACE (A CRIMEAN
ASTROPHYSICAL OBSERVATORY EXPERIMENT)**

A. M. Zvereva

We describe a series of measurements of the Moon's sky brightness made with a two-channel photometer of the Crimean Astrophysical Observatory mounted on the “Lunokhod-2” apparatus.

УДК 520.6.07:523.92

Гелиосейсмологічний КОРОНАС-ДИФОС

Р. И. Костык¹, И. Г. Кесельман¹, С. Н. Осипов¹,
Н. И. Лебедев², В. Н. Ораевский², Ю. Д. Жугжда², И. Н. Копаев²

¹Головна астрономічна обсерваторія НАН України, Київ

²Інститут земного магнетизму та розповсюдження радіохвиль РАН, Троїцьк

Надійшла до редакції 02.04.96

Приводиться опис сонячного телескопа-фотометра ДИФОС, призначеного для реєстрації глобальних коливань яскравості Сонця на орбітальній станції КОРОНАС, виведеної на орбіту 2 березня 1994 р. Обговорюються попередні результати спостережень, одержані за допомогою цього фотометра.

ВВЕДЕНИЕ

В марте 1994 г. на орбиту был выведен космический аппарат КОРОНАС (Oraevsky, Zhugzhda, 1991), предназначенный для изучения Солнца и солнечно-земных связей в рамках совместного проекта России и Украины. Орбита станции — полярная, квазисинхронная, поэтому каждые три месяца на протяжении 20 дней КА не заходит в тень Земли. Высота орбиты 500 км, наклон 82.5°, точность ориентации на центр Солнца — не хуже 10'.

Орбитальная станция КОРОНАС предназначена для изучения двух основных проблем солнечной физики — внутреннего строения Солнца и различных процессов в солнечных вспышках.

Среди приборов, расположенных на платформе станции (рис. 1), находится и телескоп-фотометр ДИФОС (Gurtovenko et al., 1994), изготовленный в Главной астрономической обсерватории НАНУ, Институте земного магнетизма и распространения радиоволн РАН и Физико-механическом институте НАНУ, предназначенный для регистрации колебаний яркости Солнца. Сравнительно малые вариации светимости Солнца могут быть хорошей основой для диагностики внутреннего строения Солнца. Эта методика получила недавно название гелио-

сейсмологии.

Нейтринный эксперимент Девиса показал, что наши представления о строении Солнца еще несовершены. На сегодняшний день выдвинуты несколько гипотез для объяснения результатов Девиса, однако проблема окончательно не решена. Поэтому крайне необходимы исследования строения Солнца независимыми методами. Здесь большие надежды возлагаются на гелиосейсмологию. Наземные гелиосейсмологические наблюдения сталкиваются с двумя препятствиями. Первое — влияние земной атмосферы, которая увеличивает уровень шума и не позволяет с нужной точностью регистрировать чрезвычайно слабые сигналы колебаний яркости (~0.001%). Второе — невозможность длительных рядов наблюдений из-за ночных перерывов, что сильно ограничивает спектральное разрешение, необходимое для изучения расщепления и смещения отдельных мод солнечных колебаний.

Внеатмосферные гелиосейсмологические наблюдения были предприняты со спутников СММ, а также во время миссии «Фобос». Эксперимент ACRIM на спутнике СММ не был специально ориентирован на измерение колебаний, а наблюдения с борта «Фобоса» были затруднены из-за низ-

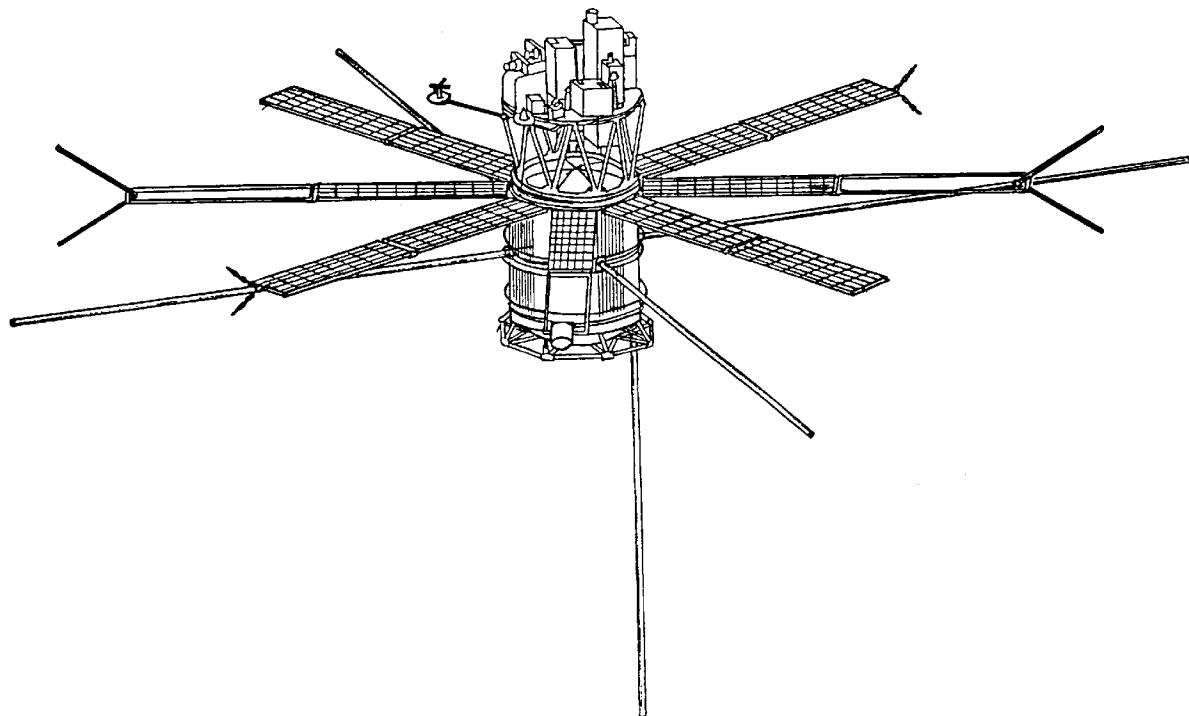


Рис. 1. Космический аппарат КОРОНАС

кой точности ориентации станции на Солнце.

Телескоп ДИФОС предназначен для регистрации интенсивности солнечного излучения от всего диска. При этом происходит наибольшее пространственное усреднение и достигается высокое отношение сигнала к шуму. Однако анализу доступны лишь собственные колебания Солнца низких степеней $l \leq 3$, так как колебания с более высокими l взаимно компенсируются.

В ходе осуществления проекта КОРОНАС-ДИФОС предполагается:

- 1) получить продолжительные высококачественные измерения солнечного излучения и его вариаций;
- 2) определить частоты, амплитуды и фазы p -мод солнечных колебаний в диапазоне от 1 до 5 мГц;
- 3) установить, изменяются ли параметры колебаний с 11-летним циклом солнечной активности;
- 4) подтвердить или опровергнуть существование g -мод солнечных колебаний;
- 5) использовать найденные характеристики колебаний для построения модели строения Солнца и

определения значений скорости звука, распределения плотности и скорости вращения внутренних слоев Солнца.

ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ СХЕМА ФОТОМЕТРА ДИФОС

Прибор состоит из трех идентичных каналов, оптические оси которых параллельны и размещены в углах равностороннего треугольника. Расстояние между осями равно 25 мм. Непрерывное измерение интенсивности интегрального по диску Солнца светового потока осуществляется в трех оптических спектральных каналах: $\lambda = 550$ нм с шириной полосы пропускания 105 нм, $\lambda = 750$ нм с шириной полосы пропускания 100 нм (формируются оптическими фильтрами); $\lambda = 400-1100$ нм (определяется спектральной характеристикой фотодиода). Конструкция каналов в сечении фотометра плоскостью, содержащей оптические оси любой пары каналов приведена на рис. 2.

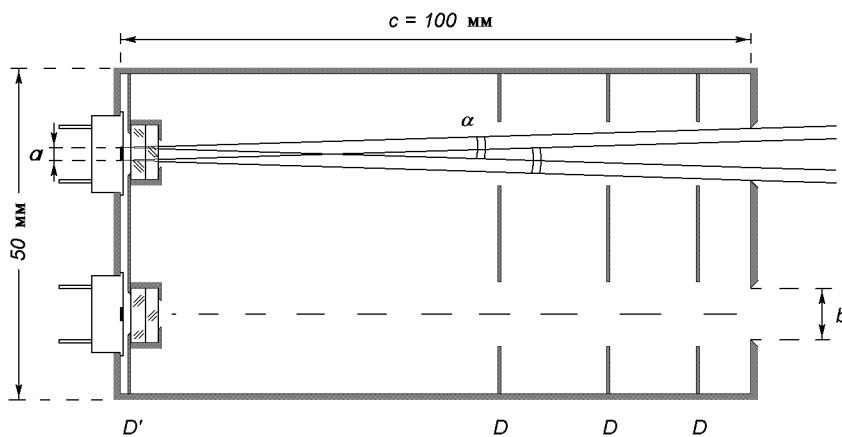


Рис. 2. Конструкция телескопа-фотометра ДИФОС

При изготовлении фотометра, кроме ограничения его веса и габаритов, учитывались следующие факторы.

1. Светочувствительная поверхность фотоприемника a (диаметр поверхности 2 мм) во время эксперимента должна освещаться потоком от всего диска Солнца. В то же время угол зрения α из центра светочувствительной поверхности в направлении оптической оси должен быть максимально ограничен, чтобы избежать возможной паразитной засветки от других объектов и уменьшить нагрев корпуса фотодиода.

2. При расчете угла α необходимо учитывать точность центрировки входных отверстий b на корпусе фотометра и центрировке отверстий a фотодиодов (в обоих случаях это составляет 0.2 мм), а также погрешность установки фотометра на платформу спутника (несколько угловых минут).

3. На светочувствительную поверхность a фотодиода не должен попадать свет, прошедший через входное отверстие в двух остальных каналах.

4. Коэффициенты пропускания фильтров могут немного различаться в разных местах их поверхности. Ограниченнная точность ориентировки оси спутника на Солнце ($10'$) может вызвать ложный эффект в сигнале.

С учетом факторов, указанных в пунктах 1 и 2 при габаритах фотометра, приведенных на рис. 2, угол зрения $\alpha = 2\arctg(b - a)/(2c)$ принят равным $200''$, а размер входных отверстий фотометра $b = 8$ мм. Для выполнения условий, указанных в пункте 3, внутри корпуса фотометра установлена система диафрагм D , которые действуют так же, как и ловушка рассеянного света. Для уменьшения возможных эффектов, указанных в пункте 4, фильтры помещены непосредственно перед фотоди-

одом. Диафрагма D' , установленная перед фильтрами, рассчитана таким образом, чтобы ее отверстия пропускали во время эксперимента поток от всего диска Солнца даже при максимальных качаниях оси спутника. Кроме того, она уменьшает нагрев корпуса фотодиода.

Масса телескопа ДИФОС — 5.5 кг; размеры блока фотоприемников — $130 \times 130 \times 505$ мм; блока электроники — $120 \times 180 \times 210$ мм. Мощность, потребляемая от бортовой сети электропитания — 25 Вт.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АППАРАТУРЫ

Во всех трех каналах светоприемниками являются кремниевые фотодиоды ФД-293 с областью чувствительности 400—1100 нм. Спектральные полосы пропускания каналов приведены на рис. 3. Светоприемники установлены на автономной платформе, обеспечивающей с высокой точностью равенство их температур и одновременно хорошую изоляцию от корпуса фотометра. Для исключения влияния изменений температуры на чувствительность фотодиодов

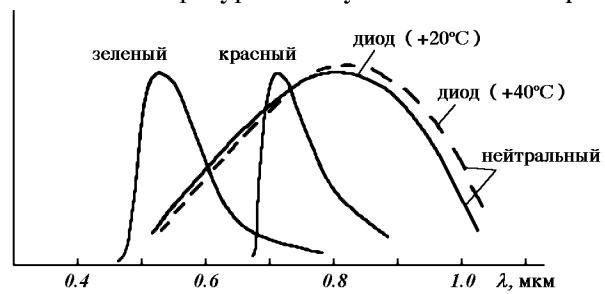


Рис. 3. Спектральные полосы пропускания каналов фотометра

приемников в приборе применена система активного терmostатирования нагревательного типа с адаптивной установкой температуры посредством предварительного измерения температуры окружающей среды T_e . Терmostатирование происходит при $T_t = T_e \pm 3$ К. Датчиком температуры служит термодиод, установленный на платформе фотоприемников и имеющий с ними хороший тепловой контакт.

Терморегулятор представляет собой систему пропорционального регулирования состоящую из датчика, преобразующего температуру термодиода в напряжение, цифро-аналогового преобразователя, который преобразует входной код, соответствующий требуемому значению температуры терmostатирования, в напряжение; усилителей рассогласования и мощности; плоского нагревателя, прикрепленного к платформе фотодиодов и контроллера.

Преобразование фототока в эквивалентный цифровой код осуществляется трехканальным параллельным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) интегрирующего типа. Так как фотометр предназначен для измерения вариаций яркости Солнца относительно его среднего значения, то АЦП сделан как преобразователь дифференциального типа. Для этого вводится дополнительный эталонный ток компенсации, соответствующий среднему значению фототока с последующим измерением отклонений сигнала от среднего значения. Предусмотрены два диапазона регистрации измерений — грубый и точный. На грубом диапазоне фототок уменьшается в два раза. Для увеличения отношения сигнал/шум в АЦП используется усреднение 160 измерений с интервалом 0.1 с, что обеспечивает относительную разрешающую способность не хуже 1/40000. Проверка функциональной работоспособности и основных метрологических характеристик (стабильности нуля и коэффициента преобразования АЦП) осуществляется встроенным в фотометр генератором эталонных токов. Конструктивно аналоговая часть АЦП размещена в двойном электромагнитном экране из сплава с высокой магнитной проницаемостью.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ РАБОТЫ СВЕТОПРИЕМНИКОВ

Для обеспечения максимальной точности измерений при освещении солнечным потоком рабочий ток фотодиодов должен находиться в пределах 80—160 мА. Для обеспечения этого требования необходимо выровнять нейтральными светофильтрами потоки во всех трех каналах фотометра таким образом, чтобы необходимое значение фототока

достигалось при прямом освещении Солнцем в заатмосферных условиях.

С этой целью перед главным зеркалом горизонтального солнечного телескопа АЦУ-5 ГАО НАН Украины в невиньетированном световом пучке устанавливался прибор ДИФОС и ориентировался вдоль оптической оси телескопа. Ослабление регистрируемого тока в фотодиодах по сравнению с предполагаемым заатмосферным значением определяется ослаблением при отражении на зеркалах целостатной группы и поглощением земной атмосферы. Ослабление потока при отражении на зеркале незначительно и легко учитывается. Для учета влияния поглощения земной атмосферы необходимо в течение всего светового дня измерять величину фототока при различных воздушных массах. Методом Бугера определяется прозрачность земной атмосферы и экстраполируется заатмосферное значение фототока. Затем для каждого из трех фотодиодов подбирались дополнительные нейтральные светофильтры таким образом, чтобы величины фототоков не отличались между собой более чем на 10 %.

Отладка фотометра и его испытание проводились с помощью специально изготовленного стабильного источника света, освещавшего фотоприемники с интенсивностью, близкой к солнечной.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Телескоп ДИФОС проработал на орбите 52 дня — с 4 марта по 7 мая 1994 г. Данные об интенсивности излучения передавались со станции КОРОНАС по двум независимым системам телеметрии, что позволило восстановить методом сравнения потен-

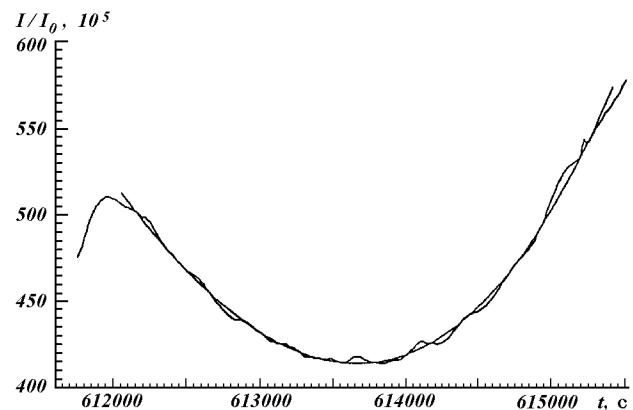


Рис. 4. Зависимость интенсивности солнечного излучения от времени в спектральном канале 400—1100 нм

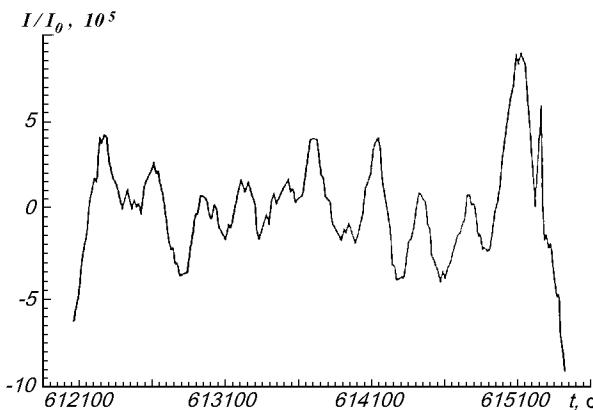


Рис. 5. Вариации интенсивности солнечного излучения после исправления за рассеянный свет

рянныи данные при сбоях в какой-либо системе телеметрии. Все системы и функциональные узлы работали в штатном режиме. Потери не превышали 10 % времени и были связаны в основном с качеством приема телеметрии на приемных пунктах. Анализ полученной информации показал хорошее качество наблюдательных данных. Относительная разрешающая способность фотометра равна $2 \cdot 10^{-5}$.

Результатом обработки данных стало построение амплитудных спектров р-мод собственных колебаний Солнца в диапазоне 1—5 мГц (Lebedev et al., 1995).

На рис. 4 приведена зависимость интенсивности солнечного излучения от времени в спектральном канале $\lambda\lambda$ 400—1100 нм. Можно видеть, что после выхода станции из тени в течение приблизительно шести минут происходит ее ориентирование на центр Солнца. Тренд, по-видимому, объясняется рассеиванием части отраженного от поверхности Земли солнечного света, попавшего в прибор. Величина тренда составляет примерно 0.5 %. Тренд хорошо аппроксимируется полиномом третьей степени. Вариации интенсивности после вычитания тренда приведены на рис. 5. Острый пик в конце записи обусловлен, скорее всего, резким изменением ориентации станции в момент разгрузки маховика системы ориентации. Величина вариаций интенсивности солнечного излучения составляет примерно 0.005 % от полного потока с периодом около 5 мин. На рис. 6 приведены амплитудные спектры флюктуаций интенсивности за два дня наблюдений (витки 938—968) для трех спектральных каналов. На всех спектрах видны моды колебаний степени $l = 1$ и радиальных порядков $n = 18—22$. Относительная амплитуда колебаний составляет около $1/100000$ яркости Солнца. На рис. 7 видна динами-

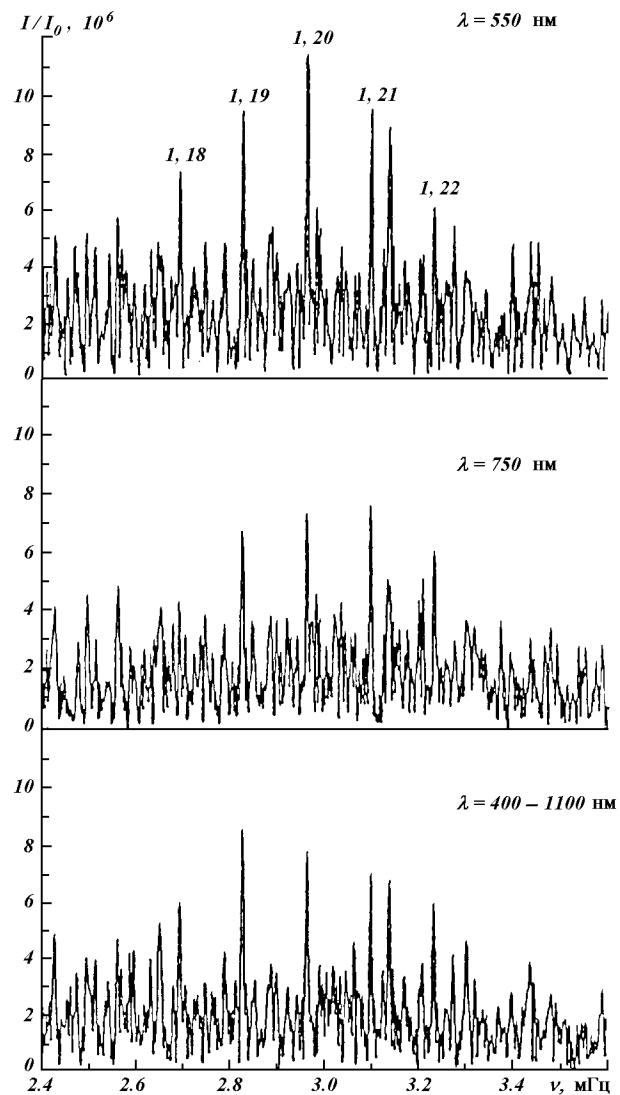


Рис. 6. Спектры мощности глобальных колебаний Солнца в области периода 5 мин за два дня наблюдений (витки 938—968) для трех спектральных каналов. На всех трех спектрах видны акустические моды (р-моды) колебаний степени $l = 1$ и радиальных порядков $n = 18—22$.

ка колебаний. Спектры за последовательные двухдневные интервалы наблюдений, сдвинутые на 2/3 суток каждый, помещены снизу вверх друг над другом. Мода колебаний с $l = 1$ и $n = 19$ находится на стадии возбуждения, в то время как мода с $l = 1$ и $n = 23$ затухает. Колебание с $l = 1$ и $n = 20$ сохраняется в течение данного интервала наблюдений без видимых изменений. Суммарный амплитудный спектр двухдневных спектров за общее время 15 суток приведен на рис. 8 вверху. Наклон спектра

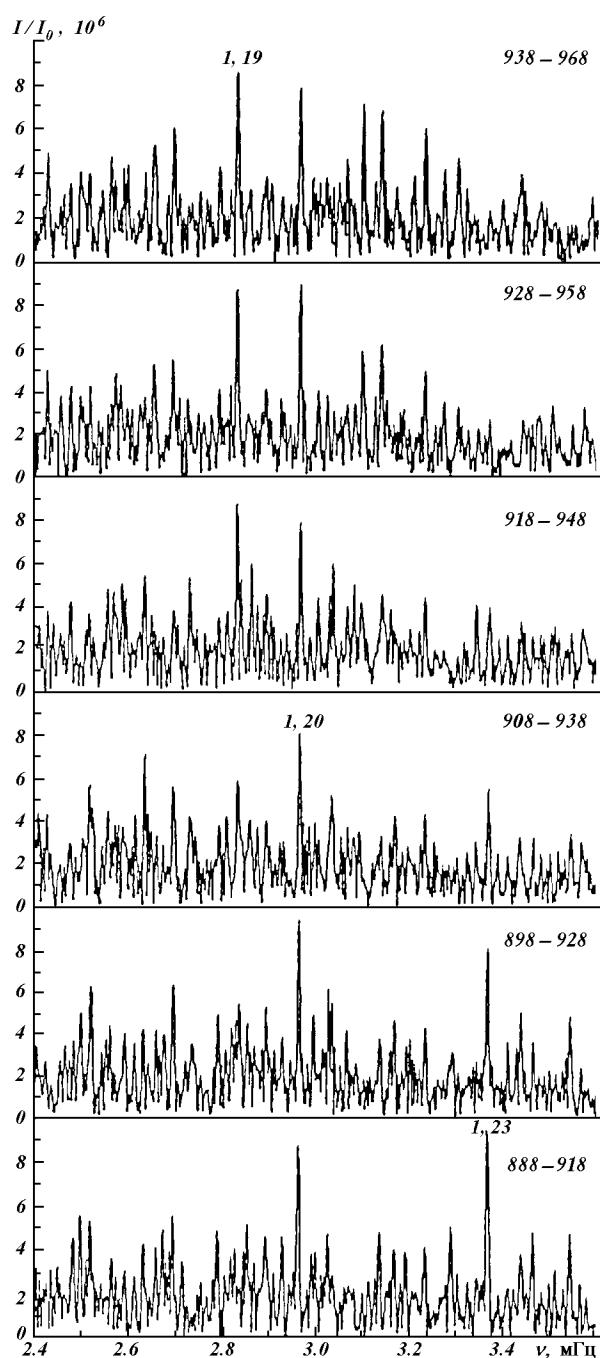


Рис. 7. Динамика колебаний ($\lambda = 400$ — 1100 нм). Мода с $l = 1$ и $n = 19$ находится на стадии возбуждения, а мода с $l = 1$ и $n = 23$ затухает. Колебание с $l = 1$ и $n = 20$ остается без видимых изменений

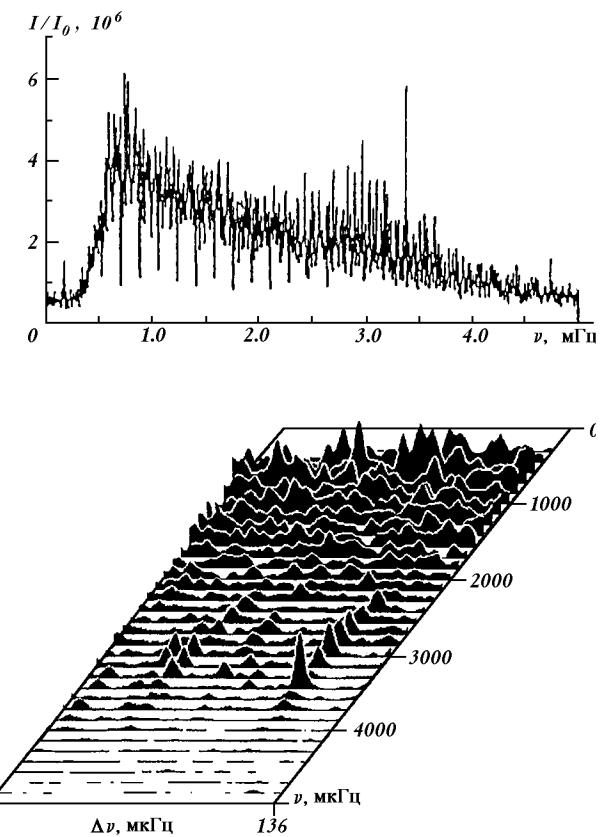


Рис. 8. Спектр мощности глобальных колебаний за общее время 15 сут (вверху) и эшель-диаграмма этого спектра (внизу). $\lambda = 400$ — 1100 нм

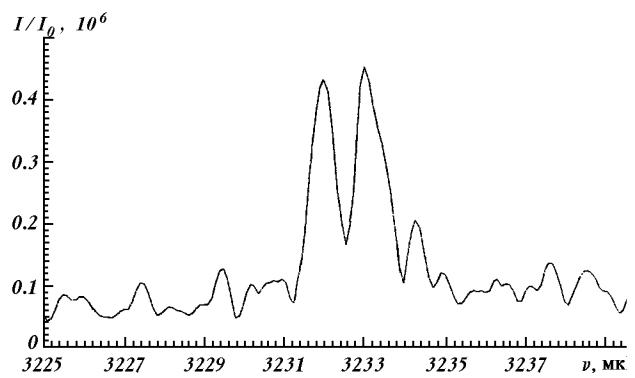


Рис. 9. Тонкая структура колебания с $l = 1$, $n = 22$. $\lambda = 400$ — 1100 нм

имеет зависимость приблизительно $1/f$, которая характерна для шумового сигнала. Увеличение амплитуды составляющих спектра в области 2.5—3.5 мГц обусловлено наличием р-мод собственных колебаний. Уменьшение уровня шума для частот $\nu < 0.7$ мГц вызвано исключением из спектра низкочастотных трендов. На этом же рисунке внизу показана эшель-диаграмма верхнего спектра. На рис. 9 показана тонкая структура колебания с $l = 1$ и $n = 22$. Расщепление колебания обусловлено вращением ядра Солнца. Обратим внимание на асимметричность профилей отдельных пиков.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предварительные результаты обработки наблюдательных данных показали, что относительная разрешающая способность телескопа равна $2 \cdot 10^{-5}$.

Получены высококачественные спектры р-мод глобальных колебаний яркости Солнца. Мы наде-

емся, что при последующих экспериментах серии КОРОНАС-ДИФОС будет полностью реализована программа, описанная в начале этой статьи.

- Gurtovenko E. A., Keselman I. G., Kostik R. I., et al. Photometer DIFOS for the study of solar brightness variations // Solar Phys.—1994.—152, N 1.—P. 43—46.
 Lebedev N. I., Oraevsky V. N., Zhugzhda Yu. D., et al. First results of the CORONAS-DIFOS experiment // Astron. and Astrophys.—1995.—296, N —P. L25—L28.
 Oraevsky V.N., Zhugzhda Yu.D. Project CORONAS-I // CORONAS Information N 1.—1991.

HELIoseismological CORONAS—DIFOS EXPERIMENT

R. I. Kostyk, I. G. Keselman, S. N. Osypov, N. I. Lebediev, V. N. Oraevskyi, Y. D. Zhugzhda, I. M. Kopaiev

The solar photometer DIFOS was developed for measurements of the irradiance fluctuations due to global solar oscillations. The photometer is installed on the orbital observatory CORONAS launched on March 2, 1994. Preliminary results of the DIFOS experiment are presented.

УДК 621.396.962

Радиометрические
с синтезированием апертуры
для исследования природных ресурсов Земли
из космоса. III. Метрологический анализ

В. В. Пискорж¹, В. М. Кирилюк², А. П. Верещак¹

Науково-дослідний інститут радіотехнічних вимірювань, Харків

²Науково-виробниче об'єднання «Метрологія», Харків

Надійшла до редакції 09.01.96

Виконано аналіз апаратурних похибок радіометричних систем з синтезуванням апертури. Показано, що похибки, зумовлені квантуванням вхідних даних та округленням проміжних результатів, носять енергетичний характер, і їх вплив зводиться до деякого збільшення шумового фону зображення. Аналогічним чином впливають також неідентичність каналів попередньої обробки сигналів і похибки геометрії антенної решітки. Отримані співвідношення, що дозволяють сформулювати вимоги до складових частин радіометричної системи.

ВВЕДЕНИЕ

Несмотря на широкое применение цифровых методов обработки в радиометрических системах с синтезированием апертуры (Пискорж и др., 1995б), точно реализовать алгоритмы оптимальной обработки не удается и, следовательно, не удается полностью реализовать потенциальные возможности этих систем. Поскольку погрешности системы, обусловленные факторами, неучтенными при синтезе оптимального алгоритма, могут существенно превышать теоретически предельные, то необходимо провести их метрологический анализ. При этом можно выделить следующие источники погрешностей:

- методические, обусловленные переходом к квазиоптимальному алгоритму обработки;
- аппаратурные, обусловленные квантованием входных данных, округлением промежуточных результатов вычислений, неидентичностью

трактов приема и обработки сигналов, а также отклонением координат фазовых центров антennой решетки от расчетных значений, возникающих как при изготовлении системы, так и в процессе ее эксплуатации.

Существует также ряд внешних по отношению к радиометрической системе факторов, влияющих на качество формируемого ею радиоизображения. К этим факторам, в первую очередь, следует отнести:

- отклонения траектории космического аппарата и угловой его ориентации от расчетных;
- неконтролируемую рефракцию радиоволн в атмосфере.

Методические погрешности рассмотрены ранее (Пискорж и др., 1995б) и сводятся к некоторому увеличению шумового фона в формируемом радиоизображении. Ниже исследуются погрешности радиометрических систем, обусловленные перечисленными факторами.

ШУМЫ КВАНТОВАНИЯ ВХОДНЫХ ДАННЫХ

Одним из основных достоинств цифровых устройств обработки радиосигналов является высокая точность реализации с их помощью оптимальных алгоритмов. Вместе с тем стремление повысить быстродействие цифровых устройств наталкивается на необходимость их упрощения, уменьшения, в частности, разрядности входных данных, а также промежуточных и окончательных результатов обработки.

Поскольку требования к быстродействию и разрядности цифровых узлов процессора для обработки сигналов во многом определяют, с одной стороны, его потребительские характеристики (аппаратный объем, потребляемая мощность и т. п.) и, с другой стороны, качество реализации алгоритмов обработки, то анализ погрешностей, обусловленных квантованием входных данных и конечной точностью расчетов в специализированном процессоре, является одной из центральных задач исследования цифровых алгоритмов и устройств обработки. Решение этой задачи позволит обеспечить разумные компромиссы между точностью реализации алгоритмов обработки временной последовательности нулей сигналов и сложностью используемых для этого устройств.

Возможны два подхода к исследованию этих погрешностей. Первый — стохастический, базирующийся на вероятностном характере процессов квантования; второй — детерминистский, состоит в аналитическом расчете (или расчете на ЭВМ) погрешностей, соответствующих систем обработки.

Ниже с использованием стохастической модели процедуры квантования входных данных (временной последовательности нулей), исследуется ее влияние на качественные показатели соответствующих систем обработки.

Рассмотрение проведем на примере квазиоптимального алгоритма цифровой обработки широкополосных радиотепловых сигналов (см. Пискорж и др., 1995б). При этом, как и при анализе методических погрешностей, ограничимся только первым этапом цифровой обработки — цифровой фильтрацией поступающих от элементов антенной решетки случайных процессов, имея в виду, что последующая обработка линейна и не уменьшает энергетического потенциала системы.

Комплексный выходной эффект \dot{V}_{inr} (Пискорж и др., 1995б, выражение (37)) гребенки цифровых фильтров удобно представить в следующем виде:

$$\dot{V}_{\text{inr}} = \sum_{m \in T_r} \exp(-j2\pi f_n t_m). \quad (1)$$

Здесь $f_n = f_0 + n\Delta f$, $T_r = (r\Delta T, (r+1)\Delta T)$, а суммирование ведется по всем информационным нулям, попавшим в элементарный интервал обработки $t \in T_r$.

В реальных условиях последовательность $\{t_m\}$ «нулей» обрабатываемого процесса $u(t)$ подвергается квантованию с шагом f_T^{-1} , т. е. континуальные величины t_m заменяются величинами \hat{t}_m , заданными на счетном множестве значений, при этом

$$\hat{t}_m = t_m + \xi_m, \quad (2)$$

где $\xi \in [(-2f_T)^{-1}, (2f_T)^{-1}]$ — шум квантования.

Требуется определить влияние процедуры квантования (2) на качественные показатели квазиоптимальных алгоритмов обработки.

Перепишем (1) с учетом шумов квантования. Выходной эффект гребенчатого фильтра, сформированный по квантованным «нулям», обозначим символом \dot{V}_{inr}^k

$$\dot{V}_{\text{inr}}^k = \sum_{t_m \in T_r} \exp(-j2\pi f_n t_m) \cdot \exp(-j2\pi f_n \xi_m). \quad (3)$$

При достаточно большом значении тактовой частоты f_T , с которой заполняется счетчик, фиксирующий время появления m -го нуля (практически при $f_T > (3-4)f_0$), последовательность чисел ξ_m хорошо аппроксимируется последовательностью случайных, независимых, равномерно распределенных величин. Кроме того, при большом числе слагаемых в сумме (3) (даже в отсутствие тепловых шумов) отсчеты комплексного выходного эффекта \dot{V}_{inr}^k гребенчатого фильтра являются комплексными нормальными числами, полностью характеризуемыми их математическим ожиданием и коэффициентом корреляции. Знания первых двух моментов обычно достаточно для оценки качества функционирования радиосистем при практически любом разумном его определении.

Найдем математическое ожидание случайной величины \dot{V}_{inr}^k

$$\langle \dot{V}_{\text{inr}}^k \rangle = \sum_{t_m \in T_r} \exp(-j2\pi f_n t_m) \cdot \langle \exp(-j2\pi f_n \xi_m) \rangle. \quad (4)$$

Усреднение в (4) и везде в этом разделе проводится только по шумам квантования ξ_m .

По определению характеристической функции равномерно распределенной случайной величины

$$\langle \exp(-j2\pi f_n \xi_m) \rangle = \text{sinc} \pi \frac{f_n}{f_T} \quad (5)$$

и соответственно

$$\langle \dot{V}_{\text{int}}^k \rangle = \text{sinc} \pi \frac{f_n}{f_T} \dot{V}_{\text{int}} \quad (6)$$

При выполнении условия $f_T \ll f_n$

$$\langle \dot{V}_{\text{int}}^k \rangle \approx \dot{V}_{\text{int}} \quad (7)$$

т. е. процедура квантования (при малом шаге) практически не смещает значений \dot{V}_{int} .

Определим второй смешанный момент $\langle \dot{V}_{\text{int}}^k \dot{V}_{\text{int}}^{k*} \rangle$ совокупности случайных величин \dot{V}_{int}^k

$$\begin{aligned} & \langle \dot{V}_{\text{int}}^k \dot{V}_{\text{int}}^{k*} \rangle = \\ & = \sum_{m} \sum_{l} \exp[j2\pi(f_n t_l - f_k t_m)] \langle \exp[j2\pi(f_n \xi_l - f_k \xi_m)] \rangle. \end{aligned} \quad (8)$$

Используя независимость величин ξ_m и ξ_l при $m \neq l$, а также условие $f_T \gg f_0$, легко найти, что

$$\langle \exp[j2\pi(f_n \xi_l - f_k \xi_m)] \rangle \approx \text{sinc}^2 \pi \frac{f_0}{f_T} (1 - \delta_{ml}) + \delta_{ml}, \quad (9)$$

где δ_{ml} — символ Кронекера. Подставляя (9) в (8) и группируя слагаемые с δ_{ml} , получаем

$$\begin{aligned} & \langle \dot{V}_{\text{int}}^k \dot{V}_{\text{int}}^{k*} \rangle = \langle \dot{V}_{\text{int}} \rangle \langle \dot{V}_{\text{int}}^* \rangle + \\ & + N \left(1 - \text{sinc}^2 \pi \frac{f_0}{f_T} \right) \text{sinc} \left(\pi \frac{f_n - f_k}{\Delta T} \right). \end{aligned} \quad (10)$$

Здесь N — число нулей, зарегистрированных на интервале наблюдения длительностью ΔT .

Коэффициент корреляции ρ_{kn}^k шумов квантования на выходе гребенчатого фильтра на основании (10) равен

$$\rho_{kn}^k = N \left(1 - \text{sinc}^2 \pi \frac{f_0}{f_T} \right) \text{sinc} \left(\pi \frac{f_n - f_k}{\Delta T} \right). \quad (11)$$

Видно, что корреляционная функция шумов квантования на выходе квазиоптимального гребенчатого фильтра оказывается стационарной, причем несложно убедиться, что вызванные квантованием входных данных флюктуации отсчетов выходного эффекта \dot{V}_{int}^k оказываются независимыми. При этом дисперсия этих флюктуаций равна значению корреляционной функции ρ_{kn}^k при $n = k$, т. е.

$$\sigma_k^2 = N \left(1 - \text{sinc}^2 \pi \frac{f_0}{f_T} \right), \quad f_T \gg f_0. \quad (12)$$

Как и следовало ожидать, при $f_T / f_0 \rightarrow \infty$, $\sigma_k^2 \rightarrow 0$,

кроме того, учитывая малость аргумента фигурирующей в (12) функции sinc и обозначая $\log_2(f_T/f_0) = p_0$, последнее соотношение можно записать следующим образом:

$$\sigma_k^2 \approx N \frac{\pi^2}{3 \cdot 2^{2p_0}}, \quad 2^{p_0} \gg 1. \quad (13)$$

Учитывая взаимонезависимость тепловых шумов и шумов квантования, а также то, что корреляционные функции их отличаются только множителем, действие последних на систему обработки сводится к некоторому (на величину σ_{0k}^2) увеличению дисперсии флюктуаций на выходе системы.

Полагая, без потери общности, что на входе фильтра действует гармонический сигнал с частотой f_c и мощностью P_c , найдем эквивалентное энергетическое отношение сигнал/(шум квантования) μ_{0k} , равное отношению квадрата математического ожидания выходного эффекта в точке $f = f_c$ к дисперсии шумов квантования (без учета тепловых шумов):

$$\mu_{0k} \approx \frac{|\langle \dot{V}_{\text{int}}^k \rangle|^2 \cdot 3 \cdot 2^{2p_0}}{N \pi^2} = \frac{N \cdot 3 \cdot 2^{2p_0}}{\pi^2}. \quad (14)$$

Если в (14) проводить усреднение еще и по тепловым шумам, то действие последних сводится, в первом приближении, к уменьшению интенсивности полезной (сигнальной) составляющей в $(P_c + \sigma_n^2)/P_c = (1 + q^2)/q^2$ раз (здесь $q^2 = P_c/\sigma_n^2$, а P_c и σ_n^2 — мощности соответственно сигнала и тепловых шумов в одном канале временной обработки). Вызвано это тем, что ограничитель, используемый в системе для формирования временной последовательности нулей, фиксирует (нормирует) полную (суммарную) мощность сигнала и тепловых шумов. Мощности же сигнальной и помеховой составляющих перераспределяются (приближенно) на его выходе в указанной выше пропорции. В результате тепловые шумы приводят к уменьшению отношения сигнал/(шум квантования), которое при этом равно

$$\mu_k = \frac{N \cdot 3 \cdot 2^{2p_0}}{\pi^2} \frac{q^2}{1 + q^2} = \mu_{0k} \frac{q^2}{1 + q^2}. \quad (15)$$

Приводя выражение (15) к каноническому виду ($\mu_k = \mathcal{E}_c/N_{0k}$ можно найти эквивалентную спектральную плотность N_{0k} шумов квантования

$$N_{0k} = \frac{P_c \pi^2}{3 \cdot 2^{2p_0} 2F} \frac{q^2 + 1}{q^2} = \frac{\pi^2 (q^2 + 1)}{3 \cdot 2^{2p_0}} N_0. \quad (16)$$

Здесь P_c — мощность полезного сигнала, N_0 — спектральная плотность тепловых шумов, а $2F$ — полоса частот, занимаемая обрабатываемым про-

цессом $u(t)$ на входе преобразователя «время-код».

Зависимость эквивалентной спектральной плотности N_{0k} от мощности P_c полезного сигнала обусловлена процедурой ограничения колебания $u(t)$ в квазиоптимальном алгоритме, из-за которой рассматриваемые шумы носят мультиплексивный характер (их мощность растет пропорционально полезной мощности P_c сигнала).

Из выражения (16) следует, что при прочих равных условиях требования к точности квантования тем слабее, чем шире полоса процесса на входе преобразователя «время-код». В самом деле, величина N_{0k} может снижаться как за счет увеличения p_0 (тактовой частоты f_T), так и за счет увеличения полосы частот $2F$, занимаемой колебанием $u(t)$ (уменьшения q^2).

Отметим также, что расширение этой полосы одновременно способствует выполнению условия $q^2 \ll 1$ линейности квазиоптимальных алгоритмов обработки.

Проведем сравнительный анализ погрешностей, возникающих при квантовании временной последовательности нулей и отсчетов Котельникова. Для этого вначале найдем эквивалентную спектральную плотность шумов квантования последних. Предположим, что в алгоритме обработки периодических отсчетов $\dot{u}(k\Delta t)$,

$$\dot{V}_{inr} = \sum_{k=1}^N \dot{u}_k(k\Delta t) \exp(-j2\pi f_n k\Delta t), \quad (17)$$

в соответствии с реальными условиями непрерывные (континуальные) входные данные $\dot{u}(k\Delta t)$ заменены величинами $\dot{u}(k\Delta t)$, заданными на счетном множестве значений. При этом вещественная и мнимая части отсчетов $\dot{u}(k\Delta t)$ квантуются с одинаковым шагом Δ , величина которого много меньше диапазона изменения $\dot{u}(k\Delta t)$. Очевидно, что

$$\hat{\dot{u}}(k\Delta t) = \dot{u}(k\Delta t) + \delta\dot{u}_k, \quad (18)$$

где $\delta\dot{u}_k = \delta u_{ck} + j\delta u_{sk}$; δu_{ck} и δu_{sk} — равномерно распределенные на интервале $(-\Delta/2, \Delta/2)$ случайные величины;

$$\langle \delta\dot{u}_k \cdot \delta\dot{u}_l^* \rangle = 2 \frac{\Delta^2}{12} \delta_{kl}; \quad (19)$$

δ_{kl} — символ Кронекера.

Эквивалентная спектральная плотность N_{0k}^k шумов квантования отсчетов Котельникова равна на основании (19)

$$N_{0k}^k = \frac{\Delta^2}{6 \cdot 2F}. \quad (20)$$

Эквивалентные спектральные плотности N_{0k}^k (20) и N_{0k} (16) необходимо сопоставлять в равных условиях. Например, при одинаковом потоке данных, поступающих в устройство обработки. Последний определяется разрядностью отсчетов и частотой дискретизации $2F$. Разрядность отсчетов p_k (включая знаковый разряд), поступающих в обработку, зафиксируем в рассматриваемом случае с помощью соотношения

$$p_k = 2\log_2 \frac{2(\sqrt{2P_c} + 3\sigma_n)}{\Delta}, \quad (21)$$

где P_c и σ_n^2 — мощность полезного сигнала и тепловых шумов, $2(\sqrt{2P_c} + 3\sigma)$ — максимальный «размах» (удвоенная амплитуда) процесса на входе АЦП, а удвоение логарифма связано с тем, что поступающие в обработку отсчеты комплексные.

Обычно величины p_k и Δ являются заданными, постоянными параметрами АЦП; тогда для выполнения условия (21) (полного использования разрядности АЦП) осуществляется соответствующая регулировка усиления тракта до АЦП (автоматическая или ручная).

Выражая из (21) Δ и подставляя его в (20), находим, что

$$N_{0k}^k = \frac{2(\sqrt{2}q + 3)^2}{3 \cdot 2^{p_k}} N_0. \quad (22)$$

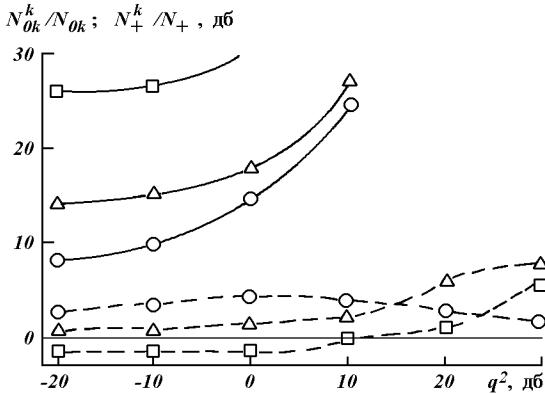
Поскольку при одинаковой полосе $2F$ процесса на входе системы обработки шаг временной дискретизации примерно одинаковый в обоих рассматриваемых случаях, то сравнивать эквивалентные спектральные плотности N_{0k}^k и N_{0k} шумов квантования нужно при $p_0 = p_k = p$, т. е.

$$\frac{N_{0k}^k}{N_{0k}} = \frac{(\sqrt{2}q + 3)^2}{\pi^2(q^2 + 1)} 2^{(p+1)}. \quad (23)$$

Графики зависимости (23) N_{0k}^k/N_{0k} (сплошная линия) от q^2 сигнал/шум по мощности для различных значений разрядности p входных данных приведены на рисунке.

Видно, что при прочих равных условиях (одинаковые потоки данных, поступающих в обработку, и отношения сигнал/шум по мощности), временная последовательность нулей в меньшей степени подвержена влиянию процедуры квантования, чем периодические отсчеты того же колебания. Выигрыш при этом растет с увеличением разрядности p представления данных.

Интерес представляет сравнение суммарных спектральных плотностей N_+^k и N_+ :



Зависимости N_0k^k/N_0k (сплошные линии, (23)) и N_+/N_+ (штриховые линии, (24)–(25)) от q^2 для $p = 2$ (кружки), $p = 4$ (треугольники), $p = 8$ (квадраты)

$$N_+^k = N_0 \left[1 + \frac{2(\sqrt{2}q + 3)^2}{3 \cdot 2^{p_k}} \right], \quad (24)$$

$$N_+ = N_0 \left[\beta + \frac{\pi^2(q^2 + 1)}{3 \cdot 2^{2p_0}} \right], \quad (25)$$

как тепловых шумов, так и шумов квантования (коэффициент β в (25) учитывает потери при квазиоптимальной обработке нулей сигналов). Зависимость отношения N_+^k/N_+ от q^2 для различных значений $p = p_0 = p_k$ показана штриховыми линиями на рисунке.

Видно, что при сравнительно грубом ($p = 2$ –4) квантовании входных данных в реальных условиях применения, алгоритмы обработки временной последовательности нулей обеспечивают существенно лучшее отношение сигнал/шум, чем алгоритмы, использующие отсчеты Котельникова. При большой разрядности квантования ($p > 8$) и больших тепловых шумах (т. е. в условиях преобладания последних, $q^2 < 1$) алгоритмы обработки нулей несколько (примерно в β раз) уступают традиционным алгоритмам, обеспечивая, однако, заметный выигрыш по отношению к последним при сильном сигнале на входе устройства обработки ($q^2 \gg 1$), т. е. в случае, когда превалирующим является шум квантования, а не тепловой.

Несложные расчеты показывают, что эквивалентное энергетическое отношение сигнал/шум квантования на выходе радиометрической системы оп-

ределяется соотношением, аналогичным формуле (15):

$$\mu_k = \frac{N \cdot 3 \cdot 2^{2p_0}}{\pi^2} \frac{q^2}{1 + q^2} M, \quad (26)$$

где M — число элементов антенной решетки, q^2 — отношение сигнал/шум по мощности в каждом канале обработки. Эквивалентная спектральная плотность N_{0k} в этом случае определяется формулой (16).

ШУМЫ ОКРУГЛЕНИЯ ПРИ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКЕ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ СИГНАЛОВ

Устройства цифровой обработки временной последовательности нулей используют, как правило, цепочисленную арифметику, т. е. в алгоритме обработки

$$\dot{V}_{\text{inf}} = \sum_{m \in T_r} \exp(-j 2\pi f_m t_m) = \sum_{m \in T} \tilde{\sigma}(t_m, f_m) \quad (27)$$

суммируются целые комплексные числа $\tilde{\sigma}(t_m, f)$, отличающиеся от фигурирующих в (3) на величину $\dot{\sigma}_o(f) = \delta_{oc}(f) + j\delta_{oc}(f)$ шумов округления опорного сигнала, т. е.

$$\dot{\sigma}(t_m, f) = \tilde{\sigma}(t_m, f) + \dot{\delta}_{om}(f). \quad (28)$$

Полагая, что вещественная и мнимая части опорного сигнала квантуются с одинаковым шагом Δ , величина которого много меньше диапазона изменения $|\dot{\sigma}(t_m, f)|$, можно принять случайные величины $\dot{\delta}_{om}$ и $\dot{\delta}_{oms}$ равномерно распределенными на интервале $(-\Delta/2, \Delta/2)$, и независимыми. При этом

$$\langle \dot{\delta}_{om}(f) \dot{\delta}_{ol}^*(f) \rangle = 2 \frac{\Delta^2}{12} \delta_{ml} = \sigma_{00}^2 \delta_{ml} \quad (29)$$

где δ_{ml} — символ Кронекера.

Учитывая независимость тепловых шумов и шумов округления, а также то, что корреляционные функции их отличаются только множителем, действие последних на систему обработки сводится к некоторому (на величину σ_{00}^2) увеличению дисперсии флюктуаций на выходе гребенчатого фильтра. Полагая без потери общности, что на выходе фильтра действует гармонический сигнал с частотой f_c и мощностью P_c , найдем эквивалентное энергетическое отношение сигнал/шум округления μ_{00} , равное отношению квадрата математического ожидания выходного эффекта в точке $f = f_c$ к дисперсии шумов квантования (без учета тепловых шумов)

$$\mu_{00} = \frac{|\langle \dot{V}_{\text{inr}}^k \rangle|^2 \cdot 6}{N\Delta^2} = \frac{N \cdot 6}{\Delta^2} = \frac{P_c N}{N_{00} 2F}. \quad (30)$$

Эквивалентная спектральная плотность N_{00} шумов округления равна на основании (30)

$$N_{00} = \frac{\Delta^2}{6 \cdot 2F} P_c.$$

Считая для удобства, что $\max_{t, f} |\dot{o}(t, f)| = 1$, шаг квантования Δ опорного сигнала можно связать с разрядностью P_σ ПЗУ, в котором хранятся функции $\dot{o}(t, f)$ следующим образом:

$$\Delta = 2^{-P_\sigma}.$$

Соответственно получаем, что

$$N_{00} = \frac{P_c}{6 \cdot 2F \cdot 2^{2P_\sigma}}.$$

Естественно выбирать разрядность P_σ таким образом, чтобы эквивалентная спектральная плотность N_{00} шумов округления была меньше спектральных плотностей тепловых шумов и шумов квантования. Шумами округления в первых каскадах обработки в этом случае можно пренебречь.

Учитывая, что цифровые гребенчатые фильтры (см. Пискорж и др., 1995а, рис. 2) поток обрабатываемых данных не уплотняют, а отношение сигнал/шум в каждом канале фильтрации остается значительно меньшим единицы, то для упрощения следующего каскада обработки (цифровых корреляторов) целесообразно вещественную и мнимую части выходных данных $\dot{V}_{\text{inr}} = V_{\text{c}\text{inr}} + jV_{\text{s}\text{inr}}$ этих фильтров представлять возможно меньшим числом разрядов. Разумным компромиссом между точностью и простотой реализации алгоритма обработки, является использование трехуровневого (двубитного) представления этих данных. При этом

$$\tilde{V}_{\text{c}\text{inr}}^s = \begin{cases} 1, & \text{при } V_{\text{c}\text{inr}}^s > V_0; \\ 0, & \text{при } |V_{\text{c}\text{inr}}^s| \leq V_0; \\ -1, & \text{при } V_{\text{c}\text{inr}}^s < -V_0, \end{cases} \quad (31)$$

а пороговое значение V_0 выбирается из условия минимизации потерь при последующей корреляционной обработке данных $\tilde{V}_{\text{c}\text{inr}}^s$ в соответствии с алгоритмом (Пискорж и др., 1995б, выражение (32)):

$$\dot{Y}_{\text{ikn}}(lT_0) = \sum_{r=1-\frac{P}{2}}^{r=1+\frac{P}{2}} \tilde{V}_{\text{inr}} \tilde{V}_{\text{knr}}^*. \quad (32)$$

Найдем величину порога V_0 , обеспечивающую максимум отношения сигнал/шум на выходе коррелятора (32), т. е. отношения модуля математического ожидания комплексного числа $\dot{Y}_{\text{ikn}}(lT_0)$ к его среднему квадратичному отклонению. Учитывая, что эти числа распределены приближенно по нормальному закону, а фигурирующие под знаком суммы числа независимы, математическое ожидание их равно

$$\langle \dot{Y}_{\text{ikn}}(lT_0) \rangle = \sum_{r=1-\frac{P}{2}}^{r=1+\frac{P}{2}} \langle \tilde{V}_{\text{inr}} \rangle \langle \tilde{V}_{\text{knr}}^* \rangle. \quad (33)$$

Усреднение здесь и далее в этом разделе ведется только по тепловым шумам. Несложно найти, что

$$\langle \tilde{V}_{\text{inr}} \rangle = \left[1 - \Phi\left(\frac{V_0 - S_c}{\sigma_n}\right) - \Phi\left(-\frac{V_0 + S_c}{\sigma_n}\right) \right] + j \left[\left(\frac{V_0 - S_s}{\sigma_n} \right) - \Phi\left(-\frac{V_0 + S_s}{\sigma_n}\right) \right], \quad (34)$$

где $\Phi(x)$ — интеграл вероятности, S_c и S_s — вещественная и мнимая части сигнальной составляющей в выходных данных гребенчатого фильтра, а σ_n — среднее квадратичное отклонение помеховой составляющей.

Раскладывая $\Phi(x)$ в ряд по степеням малого параметра S/σ_n , находим, что

$$\langle \tilde{V}_{\text{inr}} \rangle = 4f \left(\frac{V_0}{\sigma_n} \right) / \Phi\left(\frac{V_0}{\sigma_n}\right) \langle \dot{V}_{\text{inr}} \rangle. \quad (35)$$

Здесь $f(x) = \Phi'(x)$. Видно, что математическое ожидание квантованных на три уровня данных \tilde{V}_{inr} пропорционально математическому ожиданию исходных данных \dot{V}_{inr} . Для сильных сигналов, как это следует из (34), эта пропорциональность нарушается. Соответственно из (33) находим, что

$$\langle \tilde{Y}_{\text{ikn}}(lT_0) \rangle = 4f \left(\frac{V_0}{\sigma_n} \right) / \Phi\left(\frac{V_0}{\sigma_n}\right) \langle \dot{Y}_{\text{ikn}}(lT_0) \rangle. \quad (36)$$

Действуя аналогичным образом, определим дисперсию случайной величины $\tilde{Y}(lT_0)$:

$$\tilde{\sigma}_Y^2 = \langle \tilde{Y}_{\text{ikn}}(lT_0) \tilde{Y}_{\text{ikn}}^*(lT_0) \rangle - \langle \tilde{Y}_{\text{ikn}}(lT_0) \rangle \langle \tilde{Y}_{\text{ikn}}^*(lT_0) \rangle = 4\Phi^2\left(\frac{V_0}{\sigma_n}\right)\sigma_n^2. \quad (37)$$

Наконец, отношение сигнал/шум \tilde{q}^2 на выходе коррелятора, обрабатывающего квантованные данные, равно

$$\tilde{q}^2 = 2f^2 \frac{V_0/\sigma_n}{\Phi(V_0/\sigma_n)} q^2. \quad (38)$$

Энергетические потери за счет процедуры округления (31) будем характеризовать коэффициентом β_0 . Они будут минимальны, если значение порогового уровня V_0 выбрать из условия

$$\beta_0 = \max_{V_0} 2f^2 \frac{V_0/\sigma_n}{\Phi(V_0/\sigma_n)}. \quad (39)$$

Несложно найти, что

$$V_0 \approx 0.58\sigma_n \quad (40)$$

$$\beta_0 \approx 0.81 \text{ (-0.9 dB).} \quad (41)$$

Резюмируя результаты анализа методических и аппаратурных потерь, присущих предлагаемым алгоритмам цифровой обработки радиотепловых сигналов, можно отметить, что они носят энергетический характер, а их суммарная величина определяется коэффициентом κ , равным

$$\kappa = \beta_0 \left[\beta + \frac{\pi^2(q^2 + 1)}{3 \cdot 2^{2p_0}} \right]^{-1}. \quad (42)$$

Видно, что даже при двухразрядном ($p_0 = 2$) квантовании входных данных (временной последовательности нулей) и достаточно грубом округлении промежуточных результатов вычислений суммарные потери не превосходят 2.3 dB. Эти потери являются платой за существенное упрощение аппаратуры цифровой обработки сигналов. В частности, в блоке цифровых корреляторов громоздкие накопительные сумматоры могут быть заменены простыми реверсивными счетчиками.

ВЛИЯНИЕ НЕИДЕНТИЧНОСТИ КАНАЛОВ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ

Проведенные выше исследования рабочих характеристик радиометрических систем с синтезированием апертуры не учитывали имеющегося фактического разброса коэффициентов передачи каналов предварительной обработки сигналов, связывающих элементы антенной решетки с аппаратурой цифровой обработки. На самом деле из-за неточной регулировки аппаратуры, дрейфа характеристик ее аналоговых узлов в процессе эксплуатации, а также других факторов, коэффициенты передачи каналов как по амплитуде, так и по фазе оказываются различными для разных каналов. Различия эти невелики и с их учетом алгоритм (Пискорж и др., 1995а, выражение (9)) обработки радиометриче-

ских сигналов приобретает следующий вид;

$$\begin{aligned} \hat{B}(x_p, y_p) = & \sum_k^M \sum_i^M \sum_l^M G(lT_0) \tilde{Y}_{ik}(lT_0) \times \\ & \times \exp \left[-j2\pi \frac{b_{ikx} V_0 lT_0 + b_{iky} y_p}{R(y_p) \sqrt{1 + (\gamma(y_p) lT_0)^2}} \right], \end{aligned} \quad (43)$$

где

$$\begin{aligned} \tilde{Y}_{ik}(lT_0) = & \\ = & \int_{(l-0.5)T_0}^{(l+0.5)T_0} U_i(t) U_k^*(t) dt (1 + \alpha_i)(1 + \alpha_k) \exp[j(\xi_i - \xi_k)] \end{aligned} \quad (44)$$

— комплексные коэффициенты корреляции процессов, поступающих от i -го и k -го элементов антенной решетки, а α_i и ξ_i — нормальные случайные числа, характеризующие разброс коэффициентов передачи каналов предварительной обработки сигналов по амплитуде и фазе.

Последующее рассмотрение ведется на примере квазиоптимального алгоритма обработки узкополосных радиотепловых сигналов. При этом числа α_i и ξ_i имеют следующие статистические характеристики:

$$\begin{aligned} \langle \alpha_i \rangle = \langle \xi_i \rangle = 0, \quad \langle \alpha_i \alpha_k \rangle = \sigma_\alpha^2 \delta_{ik}, \quad \sigma_\alpha^2 \ll 1; \\ \langle \alpha_i \xi_k \rangle = 0, \quad \langle \xi_i \xi_k \rangle = \sigma_\xi^2 \delta_{ik}, \quad \sigma_\xi^2 \ll 1. \end{aligned} \quad (45)$$

Требуется установить связь характеристик разрешения и чувствительности радиометра с синтезированием апертуры со статистическими характеристиками (45) разброса коэффициентов передачи его каналов предварительной обработки, а также сформулировать требования к степени разброса последних.

Характеристики разрешения радиометрической системы определяются (см. Пискорж и др., 1995а) формой математического ожидания отклика радиометрической системы на точечный излучатель, а чувствительность — отношением сигнал/шум в максимуме этого отклика (отношением математического ожидания выходного эффекта к его среднему квадратичному отклонению).

Математическое ожидание (43) равно

$$\begin{aligned} \hat{B}(x_p, y_p) = & \sum_k^M \sum_i^M \sum_l^M G(lT_0) \tilde{Y}_{ik}(lT_0) \times \\ & \times \exp \left[-j2\pi \frac{b_{ikx} V_0 lT_0 + b_{iky} y_p}{R(y_p) \sqrt{1 + (\gamma(y_p) lT_0)^2}} \right], \end{aligned} \quad (46)$$

Отказ от информации, содержащейся в огибающих радиометрических сигналов при переходе к квазиоптимальному алгоритму обработки эквивалентен (см. Пискорж и др., 1995б) замене в оптическом алгоритме процессов $\dot{U}_i(t)(1 + \alpha_i)\exp(j\xi_i)$ на процессы $\exp[j\tilde{\Psi}_i(t)]$:

$$\tilde{\dot{Y}}_{ik}(IT_0) \approx \int_{(1-0.5)T_0}^{(1+0.5)T_0} \exp[j\tilde{\Psi}_i(t)] \exp[-j\tilde{\Psi}_k(t)] dt. \quad (47)$$

Определим первый момент комплексной случайной величины $\tilde{\dot{Y}}_{ik}(IT_0)$, распределенной по нормальному закону при большой величине произведения полосы $2F$ радиометрического сигнала на длительность T_0 интервала накопления в (47):

$$\begin{aligned} \tilde{\dot{Y}}_{ik}(IT_0) &= \\ &= \int_{(1-0.5)T_0}^{(1+0.5)T_0} \exp[j\tilde{\Psi}_i(t)] \exp[-j\tilde{\Psi}_k(t)] dt \exp[j(\xi_i - \xi_k)]. \end{aligned} \quad (48)$$

Здесь, как и в (46), усреднение ведется только по мешающим тепловым шумам, а также учтена независимость мешающих процессов в различных каналах приема. Используя вероятностные характеристики косинуса фазы стационарного нормального процесса (Левин, 1969), находим

$$\exp[j\tilde{\Psi}_k(t)] = \sqrt{\pi/2} \frac{1}{2\sigma_{nk}} \dot{s}_k(t) {}_1F_1\left(\frac{1}{2}, 2, -\frac{|\dot{s}_k(t)|^2}{2\sigma_{nk}^2}\right), \quad (49)$$

где ${}_1F_1\left(\frac{1}{2}, 2, -\frac{|\dot{s}_k(t)|^2}{2\sigma_{nk}^2}\right)$ — вырожденная гипергеометрическая функция, близкая к единице при малом значении аргумента (малом отношении сигнал/шум $\sigma_s^2/\sigma_{nk}^2 \ll 1$ в k -м канале приема).

С учетом (49) получаем, что для практически важного случая слабых сигналов

$$\tilde{\dot{Y}}_{ik}(IT_0) \approx \frac{\pi}{8\sigma_{ni}\sigma_{nk}} \dot{Y}_{ik}(IT_0) \exp[j(\xi_i - \xi_k)]. \quad (50)$$

Из (50) следует, что разброс коэффициентов передачи каналов предварительной обработки по амплитуде не влияет на качество формируемого радиометрической системой изображения, точнее, влияет только разброс шумовых характеристик трактов предварительной обработки через значения σ_{in}

в (50). Это обусловлено наличием жесткого ограничителя амплитуды обрабатываемых колебаний в каждом канале приема. В связи с этим в дальнейшем можно считать, что при квазиоптимальной обработке числа α_i описывают разброс именно этих характеристик трактов, т. е. относительно стабильных шумовых температур МШУ и шумовых полос, приведенных к выходам соответствующих приемных элементов антенной решетки. Наоборот, разброс фазовых характеристик каналов предварительной обработки напрямую входит в аргументы соответствующих коэффициентов корреляции.

На основании изложенного можно показать, что функция неопределенности радиометрической системы с квазиоптимальной обработкой сигналов и неидентичными каналами обработки описывается соотношением

$$\begin{aligned} \tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) &= \\ &= C \sum_i \sum_k [1 + \alpha_i + \alpha_k + j(\xi_i - \xi_k)] \times \\ &\times \int_T G(t) \exp[-j2\pi\bar{b}_{ik}(t)\Delta r/R(y)] dt. \end{aligned} \quad (51)$$

Здесь использовано условие малости значений σ_ξ и σ_α , когда

$$\exp[j(\xi_i - \xi_k)] \approx 1 + j(\xi_i - \xi_k),$$

а

$$(1 + \alpha_i)(1 + \alpha_k) \approx 1 + \alpha_i + \alpha_k.$$

Вводя обозначение

$$\begin{aligned} W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) &= \\ &= \int_T G(t) \exp[-j2\pi\bar{b}_{ik}(t)\Delta r/R(y)] dt, \end{aligned} \quad (52)$$

перепишем (51) следующим образом:

$$\begin{aligned} \tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) &= \Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y) + \\ &+ C \sum_i \sum_k [\alpha_i + \alpha_k + j(\xi_i - \xi_k)W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)], \end{aligned} \quad (53)$$

где $\Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ — «невозмущенная» функция неопределенности, описываемая соотношением (Пискорж и др., 1995а, формула (20)), а второе слагаемое в (53) характеризует деформацию аппаратной функции системы за счет неидентичности каналов предварительной обработки сигналов.

Таким образом, функция неопределенности реальной радиометрической системы является функцией случайных параметров, характеризующих неидентичность каналов предварительной обработки сигналов. При малых значениях этих параметров

искажаются в основном боковые лепестки функции неопределенности, в то время как основной лепесток ее практически не деформируется. Оценим неконтролируемый уровень боковых лепестков, обусловленных обсуждаемыми факторами, как предельное значение отклонения $\delta\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ аппаратной функции $\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ реальной системы от расчетной $\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$.

$$\begin{aligned} \delta\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) &= \\ &= \tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) - \Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y) = \\ &= C \sum_i \sum_k [\alpha_i + \alpha_k + j(\xi_i - \xi_k)W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)]. \end{aligned} \quad (54)$$

Очевидно, что математическое ожидание $\delta\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ равно нулю, а дисперсия —

$$\begin{aligned} \sigma_\Psi^2 &= C^2 \sum_i \sum_k \sum_l \sum_n \langle [\alpha_i + \alpha_k + j(\xi_i - \xi_k)] \times \\ &\quad \times [\alpha_l + \alpha_n - j(\xi_l - \xi_n)] \rangle \times \\ &\quad \times W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) W_{ln}^*(0, \Delta x, y, y + \Delta y) = \\ &= C^2 \sum_i \sum_k \sum_l \sum_n [\sigma_\alpha^2 (\delta_{il} + \delta_{in} + \delta_{kl} + \delta_{kn}) + \\ &\quad + \sigma_\xi^2 (\delta_{il} - \delta_{in} - \delta_{kl} + \delta_{kn})] \times \\ &\quad \times W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) W_{ln}^*(0, \Delta x, y, y + \Delta y) \leq \frac{\sigma_k^2}{M}. \end{aligned} \quad (55)$$

В выражении (55) использована верхняя оценка для модуля функции $W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$, равная

$$\begin{aligned} |W_{ik}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)| &= \\ &= \left| \int_T G(t) \exp[-j2\pi\bar{b}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt \right| \leq \int_T G(t) dt, \end{aligned}$$

а также введена интегральная характеристика неидентичности каналов предварительной обработки сигналов — параметр неидентичности σ_k^2 , равный

$$\sigma_k^2 = \sigma_\alpha^2 + \sigma_\xi^2. \quad (56)$$

В частности, при $\sigma_\alpha = \sigma_\beta = 0.1$ и $M = 25$ неконтролируемый уровень боковых лепестков функции неопределенности не будет превосходить с вероятностью 0.997 значения -24 дБ. Другими словами, требования к идентичности каналов предварительной обработки сигналов оказываются не слишком жесткими и снижаются с увеличением числа M элементов в антенной решетке. Тем не менее, учитывая длительные сроки автономной работы

систем рассматриваемого типа, в их составе должны быть предусмотрены технические средства для периодического контроля неидентичности каналов предварительной обработки и ее компенсации.

влияние отклонений геометрии антенной решетки от расчетной

Определим требования к точности размещения элементов антенной решетки на ее полотне. Положим, что погрешности размещения элементов носят случайный характер и описываются случайными нормальными векторами $\Delta\bar{\rho}_i$ со следующими статистическими характеристиками:

$$\begin{aligned} \langle \Delta\bar{\rho}_i \rangle &= 0, \\ \langle \Delta\bar{\rho}_i \Delta\bar{\rho}_k \rangle &= \sigma_\rho^2 \delta_{ik}. \end{aligned} \quad (57)$$

Требуется определить влияние этих отклонений на форму функции неопределенности радиометрической системы и оценить требования к точности размещения элементов антенной решетки.

С учетом обсуждаемых погрешностей и при условии их малости, функция неопределенности радиометрической системы имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) &= \\ &= C \sum_i \sum_k \int_T G(t) \left\{ 1 + j \frac{(\Delta\bar{\rho}_i - \Delta\bar{\rho}_k)\Delta\bar{r}}{[1 + (\gamma_0 t)^2]R(y)} \right\} \times \\ &\quad \times \exp[-j2\pi\bar{B}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt \approx \\ &\approx \Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y) + \\ &+ jC \sum_i \sum_k \int_T G(t) \frac{(\Delta\bar{\rho}_i - \Delta\bar{\rho}_k)\Delta\bar{r}}{[1 + (\gamma_0 t)^2]R(y)} \times \\ &\quad \times \exp[-j2\pi\bar{B}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt. \end{aligned} \quad (58)$$

где $\Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ — «невозмущенная» функция неопределенности, а второе слагаемое в (58) характеризует деформацию аппаратной функции системы за счет отклонения геометрии антенной решетки от расчетной. В соответствии с практикой создания антенных решеток для космических аппаратов в (58) принято, что погрешности размещения элементов решетки по модулю много меньше длины волны принимаемого излучения.

Таким образом, функция неопределенности реальной радиометрической системы является функцией случайных параметров, характеризующих погрешности размещения элементов антенной решетки. При малых значениях этих параметров искажаются в основном боковые лепестки функции неоп-

ределенности, в то время как основной лепесток ее практически не деформируется.

Легко убедиться, что математическое ожидание функции нонпределенности совпадает с функцией неопределенности системы с идеальной антенной:

$$\langle \tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) \rangle = \Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y), \quad (59)$$

а неконтролируемый уровень боковых лепестков, обусловленных обсуждаемыми факторами, может быть оценен как предельное значение отклонения $\delta\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ аппаратной функции $\Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ реальной системы от расчетной $\Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$:

$$\begin{aligned} & \delta\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) = \\ & = \tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y) - \Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y) = \\ & = jC \sum_i \sum_k \int_T G(t) \frac{(\Delta\bar{\rho}_i - \Delta\bar{\rho}_k)\Delta\bar{r}}{\sqrt{1 + (\gamma_0 t)^2} R(y)} \times \\ & \times \exp[-j2\pi\bar{B}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt. \end{aligned} \quad (60)$$

Очевидно, что математическое ожидание $\delta\tilde{\Psi}(0, \Delta x, y, y + \Delta y)$ равно нулю, а дисперсия σ_Ψ^2 равна

$$\begin{aligned} \sigma_\Psi^2 = & C^2 \sum_i \sum_k \sum_l \sum_n \left\langle \int_T G(t) \frac{(\Delta\bar{\rho}_i - \Delta\bar{\rho}_k)\Delta\bar{r}}{\sqrt{1 + (\gamma_0 t)^2} R(y)} \times \right. \\ & \times \exp[-j2\pi\bar{B}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt \times \\ & \times \int_T G(t) \frac{(\Delta\bar{\rho}_l - \Delta\bar{\rho}_n)\Delta\bar{r}}{\sqrt{1 + (\gamma_0 t)^2} R(y)} \times \\ & \times \exp[-j2\pi\bar{B}_{ln}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt \rangle = \\ = & C^2 \sum_i \sum_k \sum_l \sum_n \langle (\Delta\bar{\rho}_i - \Delta\bar{\rho}_k)(\Delta\bar{\rho}_l - \Delta\bar{\rho}_n) \rangle |\Delta\bar{r}/R(y)|^2 \times \\ & \times \int_T \int_{-T} \exp[-j2\pi[\bar{b}_{ik}(t_1) - \bar{b}_{ln}(t_2)]\Delta\bar{r}/R(y)] dt_1 dt_2. \end{aligned} \quad (61)$$

Учитывая (57), находим

$$\begin{aligned} \sigma_\Psi^2 = & C^2 \sigma_\rho^2 \left| \frac{\Delta\bar{r}}{R(y)} \right|^2 \sum_i \sum_k \sum_l \sum_n (\delta_{li} - \delta_{ni} - \delta_{lk} + \delta_{kn}) \times \\ & \times \int_T \int_{-T} \exp[-j2\pi[\bar{b}_{ik}(t_1) - \bar{b}_{ln}(t_2)]\Delta\bar{r}/R(y)] dt_1 dt_2 \leq \\ & \leq \left| \frac{\Delta\bar{r}}{R(y)} \right|^2 \frac{\sigma_\rho^2}{M}. \end{aligned} \quad (62)$$

Поскольку в рабочем диапазоне значений Δr величина $|\Delta\bar{r}/R(y)|^2 < 0.1$, получаем окончательно

$$\sigma_\Psi^2 \leq \left| \frac{\Delta\bar{r}}{R(y)} \right|^2 \frac{\sigma_\rho^2}{M}. \quad (63)$$

В частности, при $\sigma_\rho = 0.1$ и $M = 25$ неконтролируемый уровень любого из боковых лепестков функции неопределенности не будет превосходить с вероятностью 0.997 значения -34 дБ. Это значит, что требования к точности размещения элементов антенной решетки оказываются не слишком жесткими и снижаются с увеличением их числа. Тем не менее, учитывая длительные сроки автономной работы систем рассматриваемого типа, в их составе должны быть предусмотрены технические средства для периодического контроля положения фазовых центров элементов антенной решетки с формированием соответствующих данных для последующего использования их при обработке радиотепловых сигналов.

ВЛИЯНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ ТРАЕКТОРИИ НОСИТЕЛЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ОТ РАСЧЕТНОЙ

Отклонения траектории и параметров угловой ориентации носителя радиометрической системы от расчетных на качество радиоизображения влияет двояко. Во-первых, так же, как и для типовых систем дистанционного зондирования, эти факторы приводят к погрешностям координато-временной привязки кадра радиоизображения. Во-вторых, параметры орбиты КА входят в выражение для опорного сигнала, используемого при обработке данных, снимаемых с элементов антенной решетки. Соответственно, наличие обсуждаемых погрешностей приводит к погрешностям в формировании опорного сигнала и, значит, к искажению аппаратной функции системы и снижению чувствительности системы. В этом разделе анализируется вторая группа вопросов.

Функция неопределенности радиометрической системы задана соотношением (20) из работы Пискоржа и др. (1995а):

$$\begin{aligned} & \Psi(0, \Delta x, y, y + \Delta y) = \\ & = C \sum_i \sum_k \int_{-T}^T \exp[-j2\pi\bar{B}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] dt. \end{aligned} \quad (64)$$

Здесь

$$\bar{b}_{ik}(t) = \frac{\bar{b}_{ik} \cdot R(y)}{|R(y) - \bar{V}_0 t|} = \frac{\bar{b}_{ik}}{\sqrt{1 + [\gamma(y)t]^2}}, \quad (65)$$

$$\gamma(y) = \frac{V_0}{R(y)}.$$

Несложно показать, что основное влияние на опорный сигнал $\exp[-j2\pi\bar{b}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)]$ оказывает отклонение орбиты КА по высоте. При этом функция $\gamma(y)$ будет отличаться от требуемой как за счет отличий в $R(y)$, так и за счет отличий в значении орбитальной скорости V_0 , связанных с высотой орбиты. Влиянием указанных факторов можно пренебречь, если максимальное изменение под их действием аргумента экспоненты в опорном сигнале существенно меньше 2π . Это означает, что должно выполняться неравенство

$$\delta[\bar{b}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] \ll 1. \quad (66)$$

Варьируя левую часть (66) по высоте h орбиты КА, находим

$$\delta[\bar{b}_{ik}(t)\Delta\bar{r}/R(y)] = \delta h \Delta r b_m \frac{2(R_3 + h) - h}{2h(R_3 + h)R(y)}, \quad (67)$$

где R_3 — радиус Земли, b_m — максимальный размер базы.

Из последнего соотношения могут быть определены требования к точности поддержания высоты орбиты КА

$$\delta h \ll \frac{h(R_3 + h)R(y)}{\Delta r b_m (2R_3 + h)}. \quad (68)$$

Учитывая, что орбиты КА для исследования природных ресурсов Земли таковы, что $R_3 \gg h$, а отношение $\Delta r/R(y)$ не превосходит единицы, упростим полученное неравенство:

$$\delta h \ll \frac{h}{2b_m} \approx \frac{\Delta}{2}. \quad (69)$$

Здесь Δ — требуемая разрешающая способность радиометрической системы на поверхности Земли.

Таким образом, погрешность определения высоты КА — носителя радиометрической системы с синтезированием апертуры должна быть существенно меньшей разрешающей способности последней.

Отметим, что требования по точности определения высоты КА хорошо согласуются с требованиями по боковому и продольным его смещениям и уже сточаются по мере повышения разрешающей способности радиометрической системы.

ВЛИЯНИЕ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ

Изменение наклона фронта волны, приходящей на antennную решетку радиометра от одного элемента

разрешения на местности, по отношению к плоскости antennной решетки за время синтезирования происходит под действием двух факторов. Во-первых, за счет изменения взаимного положения antennной решетки и излучающей поверхности, и во-вторых, за счет изменения условий распространения радиоволн в атмосфере — изменения угла рефракции волны по отношению к перемещающейся приемной antennе. Первый фактор является полезным, второй же — мешающим, приводящим, строго говоря, к расфокусировке радиометра и уширению главного лепестка его функции неопределенности.

В диапазонах длин волн, используемых в радиометрических системах ДЗ (менее 30 см), основной вклад (Колосов и др., 1969) дает тропосферная рефракция. При этом зависимость угла рефракции $\xi(\theta)$ (угла между касательными к лучу, проведенными в точках излучения и приема) от зенитного угла θ описывается приближенным соотношением (Колосов, 1969)

$$\xi(\theta) = N_0^* \operatorname{tg}\theta \cdot 10^{-6}. \quad (70)$$

Здесь N_0^* — приведенный коэффициент преломления у поверхности Земли, который принимает значения от 250 до 400.

В процессе синтезирования апертуры зенитный угол изменяется в интервале порядка $\pm 45^\circ$, а разность хода $\Delta l(\theta)$ лучей, принимаемых на концах базы длиной b , изменяется при этом по закону

$$\Delta l(\theta) = bN_0^* \operatorname{tg}\theta \cdot 10^{-6}. \quad (71)$$

Полагая в (71) значение $N_0^* = 320$, а длину базы $b = 20$ м, находим, что при изменении зенитного угла в указанных выше пределах, разность хода лучей, обусловленная тропосферой, может изменяться в пределах ± 6.4 мм. Таким влиянием тропосферы можно пренебречь в дециметровом диапазоне, однако в сантиметровом и особенно в миллиметровом оно становится значимым и требует принятия специальных мер по его компенсации.

В частности, в алгоритме (9) из работы Пискоржа и др. (1995а) формирования радиоизображения тропосферная поправка может быть определена путем вычисления фазового сдвига $\Delta\varphi(x, y, t)$, соответствующего разности хода (71). Легко показать, что он равен

$$\begin{aligned} \Delta\varphi(x, y, t) &= \\ &= 2\pi N_0^* \cdot 10^{-6} \left[\frac{b_{xik}\theta_x(x, y, t)}{\sqrt{1 - \theta_x^2(x, y, t)}} + \frac{b_{yik}\theta_y(x, y, t)}{\sqrt{1 - \theta_y^2(x, y, t)}} \right] \end{aligned} \quad (72)$$

где $\bar{b}_{ik} = (\bar{\rho}_i - \bar{\rho}_k)/\lambda_0$ — вектор базы, соединяющий фазовые центры k -го и i -го элементов антенной решетки, выраженный в длинах волн принимаемого излучения, а тангенс зенитного угла выражен через направляющие косинусы угла визирования излучающего элемента поверхности и центра антенной решетки.

При этом алгоритм (9) (Пискорж и др., 1995а) примет следующий вид:

$$\hat{B}(x, y) = \sum_{k=1}^M \sum_{i>k}^M 2 \operatorname{Re} \int_T G\left(t - \frac{x}{V_0}\right) \dot{U}_i(t) \cdot \dot{U}_k^*(t) \times \\ \times \exp[-j[2\pi \bar{b}_{ik} \theta(x, y, t) + \Delta\varphi(x, y, t)]] dt. \quad (73)$$

Аналогичным образом может быть определена и введена тропосферная поправка и в полученный в работе Пискоржа и др. (1995б) алгоритм обработки широкополосных радиотепловых сигналов.

Отметим, что необходимое для определения тропосферной поправки приземное значение приведенного коэффициента преломления тропосферы может быть определено по метеоданным для района съемки и передано на борт КА вместе с планом работы радиометрической системы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполнен анализ аппаратурных погрешностей радиометрических систем с синтезированием апертуры. Показано, что погрешности, обусловленные квантованием входных данных и округлением промежуточных результатов, носят энергетический характер и сводятся к некоторому увеличению шумового фона изображения. Неидентичность каналов

предварительной обработки сигналов, погрешности геометрии антенной решетки, отклонения траектории носителя системы от расчетной, равно как и атмосфера Земли приводят к искажению аппаратной функции системы. Получены соотношения, позволяющие предъявить требования к качеству изготовления составных частей радиометрической системы.

Колосов М. А., Арманд Н. А., Яковлев О. И. Распространение радиоволн при космической связи. — М.: Связь, 1969.—155 с.

Левин Б. Р. Теоретические основы статистической радиотехники. Кн. первая. — М.: Сов. радио, 1969.—752 с.

Пискорж В. В., Кирилюк В. М. Верещак А. П. Радиометрические системы с синтезированием апертуры. I. Потенциальные возможности // Космічна наука і технологія.—1995а.—1, № 2-6.—С. 18—26.

Пискорж В. В., Кирилюк В. М. Верещак А. П. Радиометрические системы с синтезированием апертуры. II. Цифровая обработка сигналов // Космічна наука і технологія.—1995б.—1, № 2-6.—С. 27—38

RADIOMETRIC APERTURE SYNTHESIS SYSTEM FOR REMOTE SENSING OF EARTH'S NATURAL RESOURCES FROM SPACE. III. METROLOGICAL ANALYSIS

V. V. Piskorzh, V. M. Kyryliuk, and A. P. Vereschak

Instrumental errors of radiometric aperture synthesis systems are analyzed. The errors caused by the quantization of input data and by rounding off intermediate results are shown to be energy errors in nature, and their effect is limited to some increase in the image background noise. Dissimilarity of channels of preliminary signal processing and errors in the antenna array geometry produce the same effects. Relations which describe the requirements imposed on radiometric system components have been derived.

УДК 528.553.98

**Обоснование
эффективности
дистанционного** **методики
космических
зондирования** **оценки
оптических
систем
Земли**

В. И. Кононов, А. Д. Федоровский

Центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

Надійшла до редакції 18.04.95

Розглядаються інтегральні критерії та методика оцінки ефективності космічних оптических систем дистанційного зондування. Пропонується нова форма виразу, що зв'язує ймовірність дешифрування космічних знімків з параметрами сигналів, критеріями оцінки апаратури та масштабом зйомки.

Программа решения различных задач научного и прикладного характера с помощью космических аппаратов серии «Січ» предусматривает комплексное использование информации о поверхности Земли, в том числе информации, полученной в оптическом диапазоне спектра с разным пространственным разрешением.

В связи с этим очевидна необходимость разработки методики прогнозирования результатов работы оптических систем построения изображений с использованием соответствующих критериев оценки, математических моделей систем и их отдельных звеньев.

Под оценкой эффективности этих систем будем понимать определение значений вероятностных характеристик обнаружения (декодирования) различных объектов или процессов на земной поверхности при заданных параметрах аппаратуры и масштабах съемки.

Ниже для случая аэрокосмических фотографических и сканирующих систем оптического диапазона, будут сформулированы выражения, связывающие вероятность декодирования с параметрами сигналов, критериями оценки аппаратуры и масштабом съемок.

Исторически для аппроксимации зависимости между вероятностями распознавания объектов и

© В. И. Кононов, А. Д. Федоровский, 1996

масштабом аэрофотосъемки использовалась экспоненциальная зависимость (Макдональд, 1959; Живичин, Соколов, 1980; Матиясевич, 1989). Использование экспоненты с переменным отрицательным показателем степени для аппроксимации такого сложного процесса, как связь между вероятностью декодирования изображений и разрешающей способностью системы, явилось весьма удачным решением. При уменьшении разрешающей способности системы вероятность декодирования изображения при прочих равных условиях всегда уменьшается, т. е. зависимость между этими величинами имеет «падающий» характер. Такой же характер имеет зависимость между вероятностью распознавания изображения и масштабом съемки при фиксированных параметрах съемочной аппаратуры.

По нашему мнению, такой характер рассматриваемых зависимостей имеет фундаментальное значение, что позволяет успешно использовать экспоненту в отрицательной степени для их аппроксимации, а параметры аппроксимации использовать в дальнейшем в процессе прогнозирования эффективности исследуемых систем.

Существенным недостатком приведенных выше подходов (Матиясевич, 1989) является использование значений разрешающей способности в качестве

критерия оценки, который, как показали многочисленные эксперименты, неоднозначно связан с масштабом фотографирования при заданной вероятности распознавания (Березин, Кононов, 1991).

Как следует из теории статистических решений и теории информации, критериями, наиболее тесно коррелирующими с вероятностными характеристиками систем по распознаванию изображений, являются критерии отношения сигнал/шум (Шестов, 1967).

В связи с изложенным предлагается рассмотреть новую форму выражения для вероятности дешифрирования изображений p , основное отличие которой заключается в замене разрешающей способности как основного критерия оценки системы на функционал $f(c/\text{ш})$ от величины отношения сигнала/шум на выходе системы.

Предлагаемое выражение имеет вид

$$p = \exp\left\{-\left[\frac{m - m_0}{(L/B)f(c/\text{ш})}\right]^n\right\}, \quad (1)$$

где L — максимальный размер объекта [мм], B — так называемый «коэффициент формы» (Живичин, Соколов, 1980), m — знаменатель масштаба съемки, m_0 — знаменатель масштаба съемки, при котором значение вероятности дешифрирования данного объекта по его изображению, полученному данной системой, практически равно 1.

Уравнение (1) является дальнейшим развитием подобного выражения, предложенного в работе Кононова (1991), где в качестве оценки системы по критерию отношения сигнал/шум использовался функционал в виде информационной оценки $\sqrt{C_1}$.

Для каждой конкретной системы при прочих равных условиях уравнение (1) является двухпараметрическим, где первый параметр — B , а второй параметр — показатель степени n . Параметр m_0 не является самостоятельным, а зависит от величин L/B и $f(c/\text{ш})$.

Отношение L/B в выражении (1) можно трактовать как линейный размер некоторой обобщенной детали данного объекта, зависящий при прочих равных условиях от следующих основных факторов: от размеров существенных деталей объекта, от степени сходства объектов в предъявляемом ансамбле и особенностей их формы, от характера фона и освещения, а также от квалификации дешифровщиков.

Коэффициент B в выражении (1) вместе с показателем степени n могут быть надежно определены только в результате статистического эксперимента по распознаванию изображений данного объекта, которые получены системами с известными параметрами в различных масштабах съемки. Поэтому коэффициент B правильней было бы назвать «коэффициентом распознаваемости».

Рассмотрим особенности вариантов функционала отношения сигнал/шум $f(c/\text{ш})$ при оценках различных аэрокосмических фотографических и сканирующих систем. Эти варианты могут иметь разную форму. Необходимость различных вариантов функционала определяется существенным отличием задач, решаемых системами дистанционного зондирования, которые в первом приближении можно разделить на два основных класса.

К первому классу относятся задачи, в процессе решения которых необходимо распознать мелкие объекты сложной формы и малого контраста. Примером этих задач могут служить многочисленные задачи, решаемые в интересах экологии, геологии, картографии, сельского хозяйства.

Второй класс задач связан с обнаружением в различных спектральных областях крупноразмерных образований малых контрастов с наличием или отсутствием внутренней структуры. К этим задачам относятся задачи геофизики, океанологии, водного хозяйства.

При решении столь отличных вопросов естественно использовать специфические модели входных сигналов, а для оценки систем — разные формы функционала $f(c/\text{ш})$.

Как было отмечено ранее, отношение сигнал/шум в функционалах $f(c/\text{ш})$ определяется на выходе системы. Для определения этих отношений необходимо построить математические модели систем с учетом источников помех. Эти математические модели целесообразно реализовывать в области двумерного Фурье-преобразования, когда сигналы и шумы представляются их эквивалентными спектрами Хинчина—Винера (спектральными плотностями дисперсий), а отдельные звенья систем — эквивалентными фильтрами пространственных частот (двумерными функциями передачи модуляции — ФПМ).

При этом на первом этапе можно ввести еще одно допущение, что спектры сигналов и шумов и эквивалентные ФПМ элементов систем представлены функциями, изотропными в области двумерных пространственных частот. В этом случае рассмотрение может производиться относительно обобщенной пространственной частоты θ :

$$\theta = \sqrt{(\theta_x^2 + \theta_y^2)}, \quad (2)$$

где θ_x и θ_y — пространственные частоты по осям x и y соответственно.

Такие представления упрощают синтез результатирующих характеристик систем по характеристикам

отдельных звеньев и расчеты отношения сигнала/шум на выходе систем.

В работах авторов (Кононов, Федоровский, 1995) обоснованы и подробно рассмотрены математическая модель входного сигнала и вариант функционала $f(\text{с/ш})$ применительно к аэрокосмическим фотографическим системам при дешифрировании негативных изображений малоразмерных объектов сложной формы (задачи первого класса). В этом случае выражение для математической модели входного сигнала имеет вид:

$$S_{\text{с.вх}}(\theta) = 2.8\Delta D^2 \left(\frac{L}{B \cdot m} \right)^2 \exp \left[-2.6 \left(\frac{L}{B \cdot m} \right)^2 \theta^2 \right], \quad (3)$$

где $S_{\text{с.вх}}(\theta)$ — спектр Хинчина—Винера входного сигнала, ΔD — тоновый контраст исследуемого объекта (амплитуда входного сигнала).

Для этого же класса задач в случае сканирующих систем модель входного сигнала имеет форму, подобную выражению (3), отличие состоит в том, что вместо тонового контраста объекта ΔD используется приращение светового потока ΔF .

Для задач первого класса функционал $f(\text{с/ш})$ задается в виде информационной оценки системы — C_1 (Кононов, 1991):

$$\begin{aligned} f(\text{с/ш}) &= \sqrt{C_1} = \\ &= \left[\pi \int_0^{R_k} \theta \log_2 \left[1 + \frac{S_{\text{с.вх}}(\theta) T^2(\theta)}{S_{\text{ш.фп}}(\theta) + S_{\text{ш.зп}}(\theta) [kT_{\text{зп}}(\theta)]^{-2}} \right] d\theta \right]^{0.5}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $T(\theta)$ — результирующая ФПМ системы, $S_{\text{ш.фп}}(\theta)$ и $S_{\text{ш.зп}}(\theta)$ — спектры Хинчина—Винера шумов фотоприемника и зрительного анализатора соответственно, $T_{\text{зп}}(\theta)$ — ФПМ зрительной системы оператора, k — коэффициент увеличения увеличительного прибора, R_k — разрешающая способность системы.

Пространственные частоты всех функционалов в этом случае приводятся к плоскости фотоприемника.

Второй член в знаменателе отношения сигнал/шум учитывает только влияние передаточных и шумовых характеристик зрительной системы и коэффициента увеличения увеличительного прибора. Если этот член приравнять нулю, то оценка будет производиться без учета влияния зрительного анализатора.

Информационная оценка C_1 существенно отличается от информационной емкости системы C_0 . Фи-

зически информационная оценка C_1 характеризует количество информации, отображаемое системой на единице площади ее фотоприемника, по отношению к принятой модели входного сигнала (3) с изменяемой малой амплитудой ΔD . По существу оценка C_1 в отличие от C_0 является относительной оценкой, зависящей от способа определения входного сигнала (Кононов, 1991).

Следует отметить, что синтез системы в области Фурье-преобразования справедлив только для случая, когда все звенья системы являются линейными. Звено фотографического материала в фотографической системе обладает двумя существенными нелинейностями: нелинейностью амплитудной характеристики и зависимостью фотографического шума от уровня входного сигнала. Другими словами, шумы не отвечают условию аддитивности (нелинейность второго порядка). Поэтому в математической модели фотографической системы особое внимание уделено линеаризации этого звена системы относительно малого параметра входного сигнала.

Внимание к сигналам малого контраста определяется тем обстоятельством, что именно эти сигналы являются наиболее характерными и наиболее критическими в реальных задачах космических исследований, но при этом автоматически упрощается и процедура линеаризации передаточных характеристик в математических моделях.

Для задач второго класса выражение (1) проверялось применительно к сканирующим ИК-системам, используемым для регистрации крупноразмерных температурных полей.

В этом случае в качестве функционала $f(\text{с/ш})$ используется величина μ_s интегрального отношения сигнал/шум в пространственно-частотной области (Федоровский, 1995):

$$f(\text{с/ш}) = \sqrt{\mu_s} = \left[\frac{\pi}{P^2} \int_0^{R_k} \theta S_{\text{с.вх}}(\theta) T^2(\theta) d\theta \right]^{0.5}, \quad (5)$$

где P — минимальное значение потока излучения, вызывающего на выходе приемника излучения сигнал, равный среднему квадратичному значению шума. В формуле (5) выражение для входного сигнала представляется в виде, аналогичном выражению (3):

$$S_{\text{с.вх}}(\theta) = 2.8\Delta F^2 \cdot Q \exp(-2.6Q \cdot \theta^2), \quad (6)$$

где Q — площадь проекции сканирующей апертуры в плоскость объекта.

Как видно из сравнения выражений (3) и (6) в последнем случае вместо элемента с площадью $[L/(Bm)]^2$ используется площадь сканирующей

апертуры Q , а вместо амплитуды входного сигнала ΔD — приращение лучистого потока ΔF .

Следует отметить, что в выражении (5) и (6) все пространственные частоты сигналов, шумов и передаточных характеристик элементов систем, приводятся к плоскости исследуемых объектов, т. е. к плоскости земной поверхности.

В настоящее время разработаны пакеты прикладных программ для ПК IBM, реализующие данную методику, и соответствующие математические модели сигналов, шумов и передаточных характеристик элементов систем, а также математическую модель зрительного анализатора.

Сравнения результатов расчетов с использованием предлагаемой методики (1, 3, 4) и традиционного критерия разрешающей способности с материалами экспериментальных проверок для задач первого класса приведено в работе Кононова, Федоровского (1995).

Эти сравнения показали, что ошибки в определении вероятностей распознавания малоразмерных объектов по предложенной методике, как для фото, так и для сканирующих ИК-систем, уменьшаются примерно в 1.5 раза по сравнению с использованием критерия, основанного на разрешающей способности.

Анализ экспериментальных данных и результатов расчетов для задач второго класса показал, что использование модели сигнала (6) и интегрального критерия (5) совместно с выражением (1) позволяет более чем в два раза уменьшить ошибки в определении вероятностей дешифрирования по сравнению с классическим критерием отношения сигнал/шум. Эксперимент проводился на уровне физического моделирования с использованием сканирующих ИК-системы с изменяющимися параметрами и набора моделей крупноразмерных сигналов, отличающихся пространственно-частотным спектром и температурным контрастом (Федоровский, 1995).

Предложенная методика может быть использова-

на для выбора оптимальных параметров оптической аппаратуры дистанционного зондирования и режимов полета космических носителей при заданных вероятностях дешифрирования и решения поставленных задач.

Кроме того, целесообразно использовать изложенный метод при разработке ТЗ и проектировании новых космических оптических систем построения изображений, а также для оценки систем и соответствующих космических снимков, приобретаемых за рубежом.

- Березин Н. П., Кононов В. И. Разрешающая способность: история, состояние и развитие // Оптико-механическая промышленность.—1991.—№ 11.—С. 33—38.
 Живичин А. И., Соколов В. С. Дешифрирование фотографических изображений. — М.: Недра, 1980.—157 с.
 Кононов В. И. Связь информационных и вероятностных оценок систем формирования изображений (иконических систем) // Оптико-механическая промышленность.—1991.—№ 11.—С. 13—18.
 Кононов В. И., Федоровский А. Д. Методика выбора масштаба аэро-фото и ИК съемок при дистанционных геологических исследованиях // Геологический журнал.—1995.—№ 1.—С. 103—105.
 Макдональд Д. Качественная оценка фотографирующей системы для аэросъемки // Оценка качества оптического изображения: Сб. тр. — М: Геодезиздат, 1959.—С. 61—83.
 Матиясевич Л. М. Введение в космическую фотографию. — М.: Недра, 1989.—132 с.
 Федоровский А. Д. К вопросу выбора тепловизионной системы для исследования поверхности моря // Морской гидрофиз. журн.—1995.—№ 4.—С. 78—80.
 Шестов Н. С. Выделение оптических сигналов на фоне случайных помех. — М.: Сов. радио, 1967.—348 с.

TECHNIQUE FOR ESTIMATING THE EFFICIENCY OF SPACE OPTICAL SYSTEMS FOR THE EXPLORATION OF THE EARTH FROM OUTER SPACE

V. I. Kononov and A. D. Fedorovskyi

Methods and criterions for estimating the efficiency of space optical systems are consider. A new expression is proposed which relates the probability of space image decoding to signal parameters, equipment estimation criterions, and images scale.

УДК 629.735.45:623.74

Методы определения оптимальных проектных параметров сложных технических систем при наличии ограничений

Ю. К. Зиатдинов

Київський інститут Військово-Повітряних Сил

Надійшла до редакції 26.04.96

Пропонується методика визначення оптимальних проектних параметрів системи при наявності явних обмежень.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Обозначим через $y = (y_1, y_2 \dots, y_q)$ вектор конструктивных параметров системы, $y \in Y$.

Предположим, что внешние условия, влияющие на функционирование системы, известны и фиксированы. Тогда векторный критерий функционирования технической системы является функцией $f(y) = \{f_i(y)\}$, $i = 1, m$ только проектных параметров $y \in Y$. Задача оптимального проектирования состоит в нахождении вектора проектных параметров

$$y^* = \arg \min_{y \in Y} f(y)$$

$$\arg \min_{y \in Y} f(y) = \left\{ y \in Y \mid f(y) = \min_{y' \in Y} f(y') \right\}. \quad (1)$$

Если техническая концепция системы задана, то известно оптимальное (в данном случае минимальное) значение векторного критерия $f(y)$ и коэффициенты A_0, A_1, A_2 аппроксимирующего данный критерий полинома (Воронин 1972; Краснощеков, 1979)

$$f(y) = A_0 + 2A_1y + y^T A_2 y. \quad (2)$$

Зная область существования паретооптимальных вариантов системы $\Pi(Y)$ можно определить единственный набор проектных параметров y^* , однозначно определяющих соответствующий облик перспективной системы.

© Ю. К. Зиатдинов, 1996

Сопоставляя полученные значения y^* с заданными диапазонами изменения этих характеристик $[min_y, max_y]$, оценивается принадлежность полученного оптимального решения области допустимых решений Y . В том случае когда, решение является недопустимым, необходимо скорректировать это решение с учетом заданной системы параметрических ограничений

$$\min_y \leq y_j \leq \max_y, \quad j \in [1, q]. \quad (3)$$

АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Исследовались два способа определения координат экстремальных решений с учетом ограничений (3), основанные на методе множителей Лагранжа (Бронштейн, Семеняев, 1980).

Идею использования первого способа иллюстрирует рис. 1, где приведены проекции линий равных эффективностей $f(y) = \text{const}$, ограничений вида (3) и области допустимых решений H на плоскость $Y_1 O Y_j$.

Суть предлагаемой методики заключается в следующем.

а. Определяются координаты безусловного минимума критериальной функции с использованием правил матричного дифференцирования

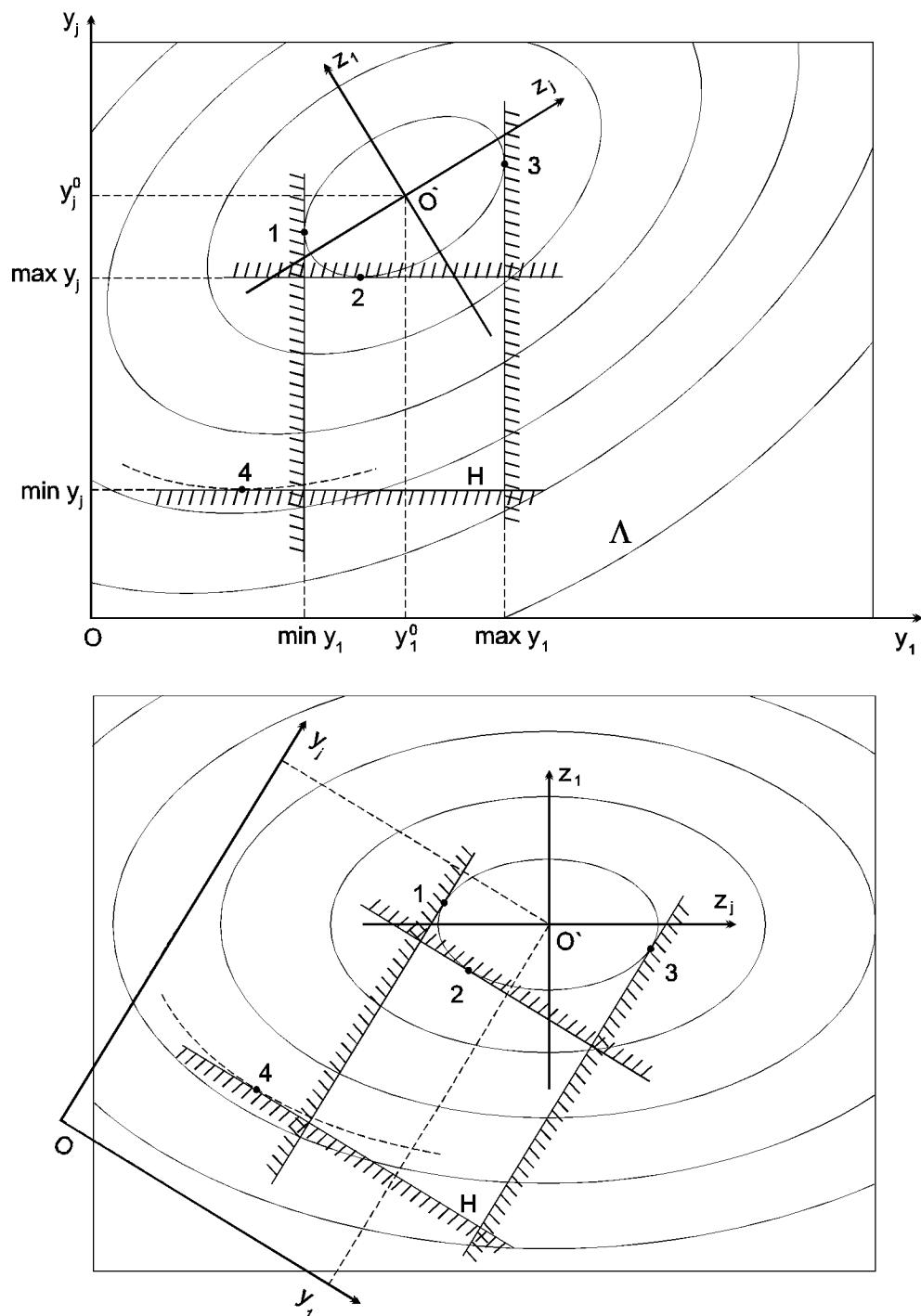


Рис. 1. Определение оптимальных характеристик при наличии ограничений

$$\begin{aligned}\frac{\partial f(y)}{\partial y} &= 2A_1^T + y^T A_2 = 0, \\ y &= -2A_1^T A_2^{-1}.\end{aligned}\quad (4)$$

Если точка минимума принадлежит области допустимых решений, то задача решена. В противном случае необходимо перейти к б.

б. Выделяются существенные ограничения. Можно показать, что для квадратичной полиномиальной критериальной функции (2) и для любого $j \in [1, q]$, только одно из ограничений является существенным: либо $y_j \leq \min y_j$, либо $y_j \geq \max y_j$. Правило выделения таких ограничений имеет вид:

$$g_j(y) = \begin{cases} y_j - \min y_j = 0, & \text{если } y_j^* - \min y_j \leq 0, \\ y_j - \max y_j = 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}\quad (5)$$

Далее, не нарушая общности, и там, где это не вызывает неоднозначности, вместо (5) будем пользоваться обозначением:

$$g_j(y) = y_j - \bar{y}_j = 0, \quad j \in [1, q], \quad (6)$$

где \bar{y}_j — j -е существенное ограничение области допустимых решений ($\min y_j$ или $\max y_j$).

Для решения задачи нахождения условного экстремума используем метод множителей Лагранжа. Этот метод можно рассматривать как сведение задачи условного экстремума к безусловному, для чего вводятся множители Лагранжа, записывается функция Лагранжа и решение задачи условного экстремума ищется среди экстремальных точек функции Лагранжа.

в. Составляется функция Лагранжа для \bar{y}_j -го существенного ограничения:

$$L(y, \lambda) = f(y) + \sum_{i=1}^q \lambda_i g_i(y), \quad i \in [1, q], \quad (7)$$

где λ_i — множители Лагранжа.

г. Составляется система $(q+1)$ линейных уравнений для любых $j \in [1, q]$ вида:

$$\begin{aligned}\frac{\partial L}{\partial y_j} &= \frac{\partial f(y)}{\partial y_j} + \sum_{i=1}^q \lambda_i \frac{\partial g_i(y)}{\partial y_j} = 0, \quad j \in [1, q], \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_i} &= g_i(y) = 0, \quad i \in [1, q],\end{aligned}\quad (8)$$

и решается относительно $(q+1)$ неизвестных $\lambda_1, y_i, i \in [1, q]$.

Отметим, что для допустимых значений y (та-

ких, которые удовлетворяют ограничениям) справедливо соотношение

$$L(y, \lambda) = f(y) + \sum_{i=1}^q \lambda_i g_i(y) = f(y).$$

Отметим также, что данная задача будет иметь единственное решение, если функция $f(y)$ выпукла и функции $g_i(y)$ в общем случае тоже выпуклы. Если в конкретной задаче заданные явные ограничения теоретически не имеют ограничений, то предположение о наличии «безопасных» границ, т. е. границ, включающих оптимум, позволит применить предлагаемый метод.

В соответствии с принципом Лагранжа данная система определяет необходимые условия первого порядка в задаче на относительный (условный) экстремум функции $F(y)$ при ограничении $g_i(y)$, а ее решение $[\hat{y}_1, \hat{y}_2, \dots, \hat{y}_q]$ в случае положительной определенности матрицы A_2 есть условно оптимальная точка.

д. Далее идет возврат к пункту в, решается задача для следующего существенного ограничения и вычисляется следующая условно оптимальная точка.

е. Вычисляются значения критериальной функции в условно оптимальных точках для всех $j \in [1, q]$ и выбираются оптимальные точки y^* с учетом ограничений.

Описанный алгоритм обеспечивает решение задачи определения оптимальных проектных параметров системы с учетом ограничений. При этом необходимо решать q раз систему линейных уравнений с q неизвестными, что при больших величинах достаточно затруднительно, а при плохой обусловленности матрицы A_2 может привести к значительным погрешностям. Более эффективным в этом случае является другой метод. Он также базируется на принципе Лагранжа, но предполагает преобразование системы координат в пространстве проектных параметров и в этом, уже преобразованном пространстве, решение гораздо более простой системы уравнений.

Алгоритм решения задачи при таком подходе можно представить в виде (рис. 2):

а. Координаты (в исходной системе) безусловного экстремума критериальной функции определяются как в пункте а предыдущего алгоритма.

б. Исходная полиномиальная критериальная функция (2) приводится к каноническому виду

$$f = \sum_i \mu_i \xi_i^2, \quad i \in [1, q], \quad (9)$$

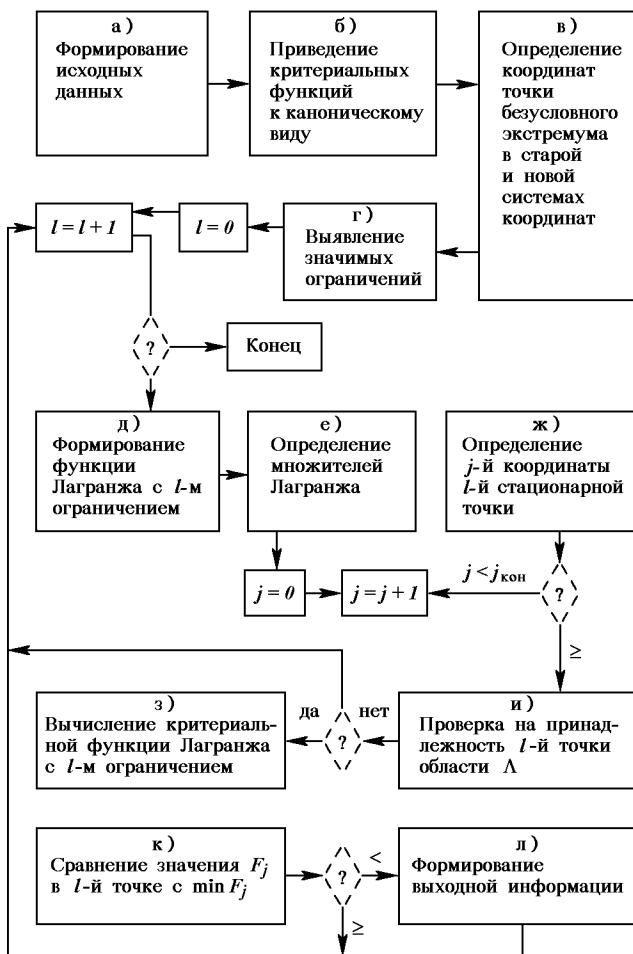


Рис. 2. Алгоритм решения задачи поиска оптимальных характеристик при наличии ограничений

При этом известными методами (Бронштейн, Семеняев, 1980) осуществляется переход от исходной системы координат $\{y\} = \{y_1, y_2, \dots, y_q\}$ к преобразованной системе $\{\xi\} = \{\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_q\}$, вычисляются собственные значения $\{\mu\} = \{\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_q\}$ и собственные вектора $\mathbf{R} = [r_{kl}]$, а также матрицы коэффициентов $\mathbf{A} = [a_{kl}]$ критериальной функции (2).

Пересчет координат любой точки из старой системы в новую осуществляется в соответствии с выражением

$$\xi_i = \sum_l r_{li} y_l, \quad l, i \in [1, q].$$

в. В новой системе координат определяются координаты точки безусловного экстремума

$$\xi_i^* = \sum_l r_{li} y_l^*, \quad l, i \in [1, q] \quad (10)$$

по информации, полученной в пункте а настоящего алгоритма.

г. Выделяются существенные ограничения в исходной (см. пункт б предыдущего алгоритма) и в преобразованной системе координат:

$$g_j = \sum_i r_{ji} \xi_i - \bar{y}_j = 0, \quad i \in [1, q], \quad j \in [1, q]. \quad (11)$$

д. Составляется функция Лагранжа (лагранжиан), соответствующая j -му существенному ограничению в преобразованной системе координат по аналогии с пунктом в предыдущем алгоритме

$$L(\xi, \lambda) = \sum_i \mu_i \xi_i^2 + \sum_{j=1}^q \lambda_j \left(\sum_i r_{ji} \xi_i - \bar{y}_j \right), \quad l, i \in [1, q]. \quad (12)$$

е. По аналогии с пунктом г предыдущего алгоритма формируются системы уравнений

$$\begin{cases} \frac{\partial L}{\partial \xi_i} = 2\mu_i \xi_i + \lambda_j r_{ji} = 0, \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda_j} = \sum_i r_{ji} \xi_i - \bar{y}_j = 0. \end{cases} \quad (13)$$

ж. Системы (13) решаются относительно неизвестных.

В отличие от системы (8), решение системы уравнений (13) можно получить в явном виде. Действительно, так как

$$\xi_i = -\lambda_j \frac{r_{ji}}{2\mu_i},$$

то последнее уравнение в системе (13) для j -го ограничения принимает вид

$$\lambda_j = -\frac{2\bar{y}_j}{\sum_i \frac{r_{ji}^2}{\mu_i}}, \quad j \in [1, q], \quad (14)$$

Поставляя (14) в (13), получим соотношения для определения координат j -й условно оптимальной точки

$$\hat{\xi}_i = -\frac{2\bar{y}_j}{\sum_{k=1}^m \frac{r_{jk}^2}{\mu_k}},$$

где

$$\bar{r}_{ji} = \frac{r_{ik}}{r_{ij}}, \quad \bar{\mu}_k = \frac{\mu_k}{\mu_i}, \quad j, k, i \in [1, q].$$

3. Вычисляются численные значения критериальной функции в тех условно оптимальных точках, которые принадлежат области допустимых решений

$$f_j = \sum_{i=1}^q \mu_i \hat{\xi}_i^2, \quad j \in [1, q], \quad (15)$$

и выбирается минимальное значение, определяющее оптимальную точку (пункты и, к, л). Переход к старой системе координат осуществляется в соответствии с соотношением

$$\hat{y}_i = \sum_{k=1}^q r_{ik}^{-1} \hat{\xi}_k, \quad i \in [1, q], \quad (16)$$

где r_{ik}^{-1} — элементы обратной матрицы R^{-1} .

Второй из предложенных алгоритмов существенно сокращает объем вычислительных операций, так

как основной вычислительный ресурс тратится на однократное вычисление собственных значений и собственных векторов матрицы коэффициентов А критериальной полиномиальной функции, а также неоднократное обращение матрицы R — собственных векторов матрицы A.

Бронштейн И. Н., Семенджев К. А. Справочник по математике. — М.: Наука, 1980.—976 с.

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

Краснощеков П. С., Морозов В. В., Федоров В. В. Декомпозиция в задачах проектирования // Техническая кибернетика.—1979.—№ 2.—С. 7—16.

METHODS FOR DETERMINING OPTIMUM DESIGN PARAMETERS OF COMPOUND TECHNICAL SYSTEMS WITH RESTRICTIONS IMPOSED

Yu. K. Ziatdinov

Technique is offered for determining optimum design parameters for a system when obvious restrictions are imposed.

УДК 629.735.45:623.74

Метод формирования множества обликов паретооптимальных систем сложных технических

Ю. К. Зиатдинов

Київський інститут Військово-Повітряних Сил

Надійшла до редакції 26.04.96

Пропонується метод формування множини основних конструктивних параметрів (виглядів) проектованої системи, що задовільняють кілька критеріїв ефективності. Метод побудовано на ідеї звуження допустимої області параметрів до ефективної (оптимальної за Парето). Пропонований метод формування «паратооптимальних» варіантів використовується при обґрунтуванні вигляду авіаційно-космічної системи, для якої неможливе покращення жодного з критеріїв без одночасного погіршення хоча б одного з них.

ВВЕДЕНИЕ

Проблемы проектирования сложных технических систем (каковыми являются, например, многоразовые авиационно-космические комплексы и системы) поставили помимо задач традиционного математического и технического обеспечения вопросы методологического характера, связанные, по существу, с формализацией самого процесса проектирования как процесса принятия многоэлементного решения.

Грубо весь процесс проектирования можно разбить на три этапа: «внешнее» проектирование, «формирование облика» технической системы и «внутреннее» проектирование. В процессе «внешнего» проектирования основной проблемой является конкретизация целей и задач, которые должна решать система, и представление требований к основным характеристикам и качествам системы, обеспечивающим достижение этих целей. Задачей «внутреннего» проектирования, по существу, является реализация (в виде комплекса технических устройств, систем, узлов и агрегатов, представляющих в целом самую систему) основных проектных

параметров системы (облика), придающих ей требуемые качества. Наконец, то, что здесь называем «формированием облика», служит целям корректной увязки требований «внешнего» проектирования с технологическими и конструкторскими возможностями «внутреннего» проектирования (Краснощеков и др., 1979).

Одной из центральных задач этапа «формирования облика» является генерирование (на уровне основных конструктивных параметров) множества альтернативных вариантов проектируемой системы, учитывающего, с одной стороны, возможности «внутреннего» проектирования и удовлетворяющего, с другой стороны, (в рамках этих возможностей) требованиям «внешнего» проектирования. Фактически на этапе «формирования облика» строится корректное в вышеупомянутом смысле множество вариантов системы, среди которых следует искать вариант, обеспечивающий достижение целей, поставленных на уровне «внешнего проектирования».

В настоящей статье, в отличие от широко используемой в большинстве методов формирования обликов сложных технических систем идеи «скаля-

ризации» векторного критерия эффективности, предлагается метод формирования множества основных конструктивных параметров (обликов) проектируемой системы, удовлетворяющих некоторым критериям эффективности. Метод основан на идеи сужения допустимой области параметров до эффективной (оптимальной по Парето), т. е. «выбраковывания» (отсева) из множества возможных обликов заведомо неудачных, уступающих другим решениям по всем критериям. При этом область решений существенно сокращается.

Предлагаемый метод формирования «паретооптимальных» вариантов используется при обосновании облика авиационно-космической системы, для которой невозможно улучшение ни одного из критериев без одновременного ухудшения хотя бы одного из них.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть $y = (y_1, y_2, \dots, y_q) = \{y_j\}$, $j = 1, \dots, q$ — вектор конструктивных параметров проектируемой системы; $y \in Y$. Выбор координат вектора y (описание системы) и множества Y производится, как правило, с учетом опыта конструирования систем аналогичного назначения. В частности, множество Y во многом определяется достигнутым уровнем развития соответствующей области техники и техническими возможностями. Например, в самолетостроении Y описывает разнообразие компоновок самолетов, при формировании облика многоразовых авиационно-космических систем Y представляет собой набор некоторых концептуальных тактико-технических характеристик системы — массу выдимой полезной нагрузки, массу одноразовых элементов, массу топлива, ресурс, угол наклона траектории при отделении орбитальной ступени и т. д. Качество системы оценивается векторным критерием качества $f = \{f_i\}$, $i = 1, m$, и его нужно минимизировать.

В предположении, что внешние условия, влияющие на функционирование системы, известны и фиксированы, можно считать критериальную функцию эффективности $f(y)$ функцией только конструктивных параметров. В этом случае задача так называемого оптимального проектирования состоит в нахождении вектора конструктивных параметров

$$\begin{aligned} y^* &= \arg \min_{y \in Y} f(y) \\ \arg \min_{y \in Y} f(y) &= \left\{ y \in Y \mid f(y) = \min_{y' \in Y} f(y') \right\}. \quad (1) \end{aligned}$$

где y^* — оптимальный набор (вектор) конструктивных проектных параметров системы (ее облик), удовлетворяющих критериям $f_i(y)$.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

Справедливы следующие утверждения.

- **Теорема 1.** Если функции $f_i(y)$, $i = \overline{1, m}$, $y \in Y$, монотонны, то любая точка $y' \in Y$ такая, что $f'_1(y') = f'_2(y') = \dots = f'_m(y') = \text{const}$, есть паретооптимальная точка.
- **Теорема 2.** В пространстве локальных цепей $f_i(y)$ существует функция $G(f_1(y), f_2(y), \dots, f_m(y))$ такая, что любая паретооптимальная точка $y' \in \Pi(Y)$ удовлетворяет уравнению $G = 0$.

Пусть $f_i(y)$ ($i = 1, \dots, m$) — частные критерии эффективности (показатели качества) системы, представляющие собой характеристики системы. В качестве таковых принимаются показатели, которые признаются ЛПР важными при выборе предпочтительного варианта многоэлементного проектного решения поставленной перед системой цели, являются общими для всех допустимых вариантов и характеризуют общую ценность, качество системы. В данной статье мы также предположим, что все критерии эффективности являются векторно сравнимыми и аддитивными (Попов, 1995).

Обозначим через $\Pi(Y)$ множество эффективных (оптимальных по Парето) векторов* из Y . Сопоставим задаче (1) задачу отыскания вектора проектных параметров

$$y^* \arg \min_{y \in \Pi(Y)} f(y) \quad (2)$$

Декомпозиция задачи (1) состоит из двух этапов: нахождения векторов $y \in \Pi(Y)$ и решение задачи (2).

Первый этап позволяет провести резкое сокращение числа рассматриваемых вариантов. На втором этапе проводится выбор оптимального варианта системы.

* Вектор $y \in Y$ называется эффективным, если для всякого $y' \in Y$ из $y'_i \geq y_i$ ($1 \leq i \leq m$) следует $y' = y$.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОБЛАСТИ ЭФФЕКТИВНЫХ РЕШЕНИЙ

Применение методов прикладного статистического анализа обеспечивает получение в явном виде выражений для критериальных функций f_k , позволяющих получить численное значение k -го критерия при конкретном сочетании значений проектных параметров (векторного аргумента) $y = [y_j]_{j=1}^q$, $y \in Y$, изменяющихся в заданном диапазоне

$$\Delta_j = [y_{j \min}, y_{j \max}].$$

Очевидно, что область $\Pi(Y)$ вариантов системы H определяется пересечением этих диапазонов:

$$H = \cap \Delta_j^h.$$

Показано (Воронин, 1992), что с достаточной для инженерных расчетов точностью критериальные функции можно аппроксимировать структуризованной системой полиномов второй степени:

$f = [f_1, f_2, f_3, \dots, f_m]$ — векторный критерий,

$$f_k^h(y) = a_0^{(k)} + \sum_{j=1}^q a_j^{(k)} y_j + \sum_{j, r=1}^q a_{jr}^{(k)} y_j y_r, \quad (3)$$

$$k \in [1, m],$$

где $a_0^{(k)}$, $a_j^{(k)}$, $a_{jr}^{(k)}$ — коэффициенты полинома, аппроксимирующего k -ю критериальную функцию в h -й области пространства H .

Для наглядности рассмотрим наиболее простой — двумерный случай $q = 2$, когда система описывается лишь двумя параметрами y_1 и y_2 (тактико-техническими характеристиками). Пусть при этом сравнение вариантов осуществляется по двум ($m = 2$) критериальным функциям f_1 и f_2 , которые правомерно применять во всем диапазоне изменения характеристик y_1 и y_2 . Последнее допущение эквивалентно утверждению, что $H = N$. В этом случае (см. рис. 1)

$$f_1 = a_0^1 + a_1^1 y_1 + a_2^1 y_2 + a_{11}^1 y_1 y_1 + a_{22}^1 y_2 y_2 + a_{12}^1 y_1 y_2, \quad (4)$$

$$f_2 = a_0^2 + a_1^2 y_1 + a_2^2 y_2 + a_{11}^2 y_1 y_1 + a_{22}^2 y_2 y_2 + a_{12}^2 y_1 y_2,$$

Линии на рис. 1, соответствующие $f_1 = \text{const}$ и $f_2 = \text{const}$ — это линии безразличия (линии равных эффективностей). Для удобства дальнейших рассуждений приведем соотношение (4) к матричному виду

$$f_1 = A_0^1 + 2A_1^1 Y + Y^T A_2^1 Y, \quad (5)$$

$$f_2 = A_0^2 + 2A_1^2 Y + Y^T A_2^2 Y.$$

Здесь

$$Y = [y_1 y_2]^T, \quad A_0^1 = [a_0^1], \quad A_0^2 = [a_0^2],$$

$$A_1^1 = [a_1^1 a_2^1], \quad A_1^2 = [a_1^2 a_2^2],$$

$$A_2^1 = \begin{bmatrix} a_{11}^1 & a_{12}^1 \\ a_{12}^1 & a_{22}^1 \end{bmatrix}, \quad A_2^2 = \begin{bmatrix} a_{11}^2 & a_{12}^2 \\ a_{12}^2 & a_{22}^2 \end{bmatrix}.$$

Используя правила матричного дифференцирования, имеем

$$\frac{\partial f_1}{\partial Y} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial y_1} & \frac{\partial f_1}{\partial y_2} \end{bmatrix} = 2A_1^1 + Y^T A_2^1, \quad (6)$$

$$\frac{\partial f_2}{\partial Y} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_2}{\partial y_1} & \frac{\partial f_2}{\partial y_2} \end{bmatrix} = 2A_1^2 + Y^T A_2^2.$$

Координаты безусловных экстремумов критериальных функций f_1 и f_2 определяются так

$$\frac{\partial f_1}{\partial Y} = 0, \quad 2A_1^1 + Y^T A_2^1 = 0, \quad \text{opt } Y^{(1)} = -2A_1^1(A_2^1)^{-1},$$

$$\frac{\partial f_2}{\partial Y} = 0, \quad 2A_1^2 + Y^T A_2^2 = 0, \quad \text{opt } Y^{(2)} = -2A_1^2(A_2^2)^{-1}.$$

Кроме того, можно показать, что

$$\frac{\partial^2 f_1}{\partial y_1^2} = a_{11}^1, \quad \frac{\partial^2 f_2}{\partial y_1^2} = a_{22}^2.$$

В соответствии с критерием Сильвестра (Кудрявцев, 1981) из положительной определенности симметричных матриц A_2^1 и A_2^2 следует, что

$$a_{11}^1 > 0, \quad a_{22}^2 > 0.$$

Значит $\frac{\partial^2 f_1}{\partial y_1^2} > 0$ и безусловные экстремумы критериальных функций f_j есть минимумы. Причем в соответствии с этим же критерием матрицы A_2^1 и A_2^2 невырожденные, т. е. решение (7) существует и оно единственное.

Таким образом, варианты схем с параметрами, соответствующими точке $A(\text{opt } y_1^1, \text{opt } y_2^1)$ и точке $B(\text{opt } y_1^2, \text{opt } y_2^2)$, являются оптимальными по критериям f_1 и f_2 соответственно, если они принадлежат области допустимых решений $[y_{j \min}, y_{j \max}]$.

В этом случае, когда точки A и/или B не принадлежат области допустимых решений, требуется проведение дополнительных исследований, описанных Зиатдиновым (1996).

Можно показать, что множеству $\Pi(Y)$ вариантов системы соответствует множество точек $ADCB$ (см. рис. 1), которая является геометрическим местом точек соприкосновения однопараметрического семейства линий f_1 с линиями, принадлежащими семейству f_2 . Действительно, рассмотрим множество вариантов системы, хотя и отличающимся по своим характеристикам y_1 и y_2 , но обеспечивающих $f_1 = \text{const}$. Из рис. 1 видно, что, например, при $f_1 = 2$ лишь вариант системы, соответствующий точке C , (y_1^c, y_2^c) , обеспечивает минимальное значение f_2 .

При другом значении f_1 (например, при $f_1 = 4$) паретооптимальным вариантом будет система, соответствующая другой точке пространства y_1 и y_2 . В нашем случае это точка D с координатами y_1^D и y_2^D .

Из геометрических соображений ясно, что только в случае принадлежности варианта системы области $\Pi(Y)$ решений существует взаимооднозначное соответствие между векторным критерием $f = \{f_1, f_2\}$ и обликом системы, заданного параметрами (характеристиками) $\{y_1, y_2\}$. Переходя к многомерному пространству характеристик, задачу паретооптимального варианта системы можно сформулировать следующим образом: найти паретооптимальные характеристики, обеспечивающие экстремальные значения критерия f_1 при $f_2 = \text{var}$.

Идея решения этой задачи заключается в определении уравнений кривой AB в многомерном пространстве исследуемых характеристик, которая проходит через точки соприкосновения изоквант семейства f_1 и f_2 . В этих точках касательная и нормаль к изоквантам семейства f_1 совпадают с касательной и нормалью к изоквантам семейства f_2 , что позволяет сформировать систему уравнений вида

$$\frac{y_i - \xi_i}{\frac{df_1}{dy_i}} = \frac{y_j - \xi_j}{\frac{df_2}{dy_j}}, \quad (8)$$

$$i, j = 1, 2, \dots, q,$$

где ξ_j — координаты точек касания изоквант семейств f_1 и f_2 соответственно; y_j — текущие координаты точки, принадлежащей нормали.

Решение системы уравнений (8) в общем виде представляет определенные трудности. Рассмотрим один из подходов к консервативному преобразованию системы уравнений (8) и нахождению коорди-

нат точек, принадлежащих линии Парето. Идею таких преобразований проследим на примере, когда f_1 и f_2 являются однопараметрическими эллиптическими уравнениями.

Известно, что полиномы второй степени типа (3) могут быть приведены к квадратичным формам путем линейных преобразований. Более того, существует линейное преобразование, которое обеспечивает одновременное приведение двух квадратичных форм к диагональному виду. Следовательно, уравнения могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned} f_1 &= b_0^{(1)} + (z_1 - z_{01})^2 + (z_2 - z_{02})^2, \\ f_2 &= b_0^{(2)} + \lambda_1 z_1^2 + \lambda_2 z_2^2, \end{aligned} \quad (9)$$

где z_{01}, z_{02} — координаты центра линий семейства f_1 в новой системе координат Z_1OZ_2 ; λ_1, λ_2 — собственные значения квадратной симметричной матрицы, составленной из коэффициентов $a_{j\ell}^{(2)}$.

Геометрически это означает, что существует такое линейное преобразование системы координат (перенос, поворот и сжатие), при котором исходное семейство эллипсов f_1 трансформируется в семейство кругов, а исходное семейство эллипсов f_2 — в семейство деформированных эллипсов. На рис. 2 приведены «деформированные» семейства f_1 и f_2 , полученные в результате применения преобразования (9) исходных семейств эллипсов, изображенных на рис. 1. Учитывая, что последнее уравнение существенно проще уравнений (9), можно ожидать, что система уравнений (8) в новой системе координат будет иметь более простой вид. Действительно, так как

$$\begin{aligned} \frac{df_1}{dz_j} &= 2(z_j - z_{01}), \\ \frac{df_2}{dz_j} &= 2\lambda_j z_j, \end{aligned}$$

то система уравнений (8) вырождается и принимает вид

$$z_j = \frac{z_{0j}}{1 - \frac{\lambda_j}{\lambda_1} \left(1 - \frac{z_{0j}}{z_1} \right)},$$

где λ_j — собственные значения квадратичной формы f_2 , z_{0j} — j -я координата центра семейства линий $f_1 = \text{const}$ в новой системе координат.

Таким образом, зная координаты центра семейства кругов гиперсфер (z_{0j}), собственные значения λ_j «деформированной» квадратичной формы f_2 и варьируя значения одной координаты (z_1) в диапазоне $[0, z_{01}]$, можно вычислить остальные коорди-

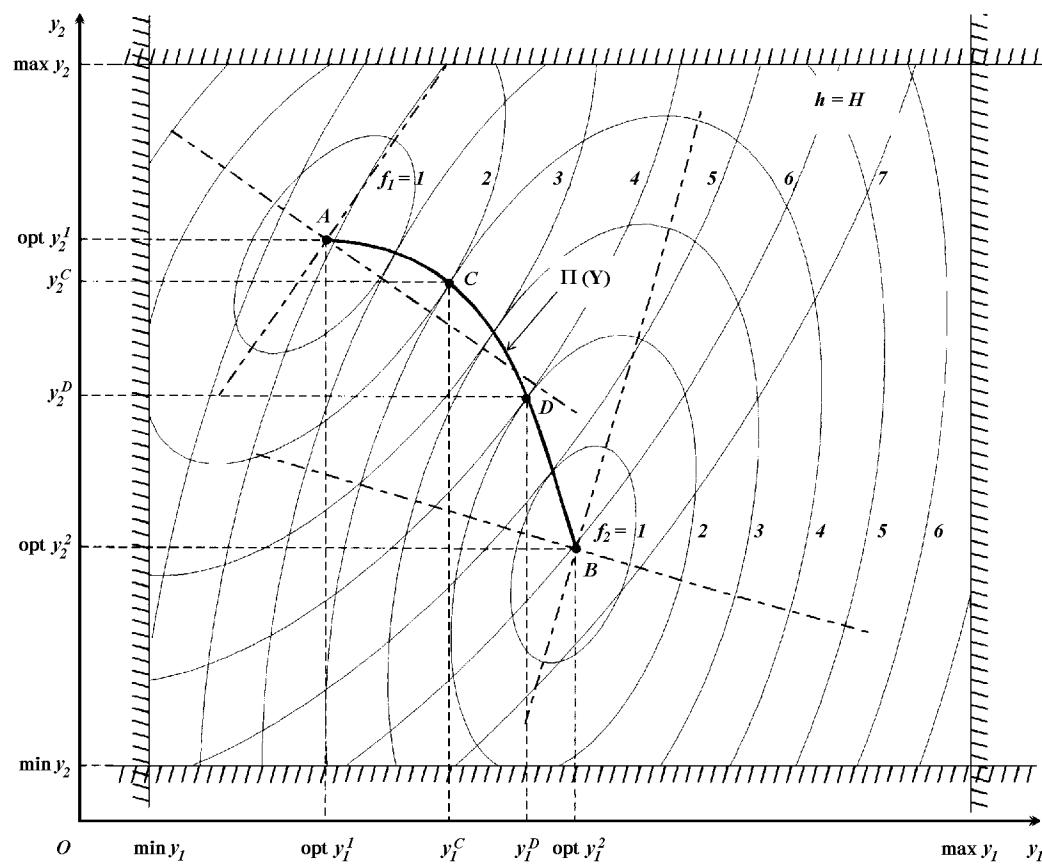


Рис. 1. Семейства исходных эллипсоидов

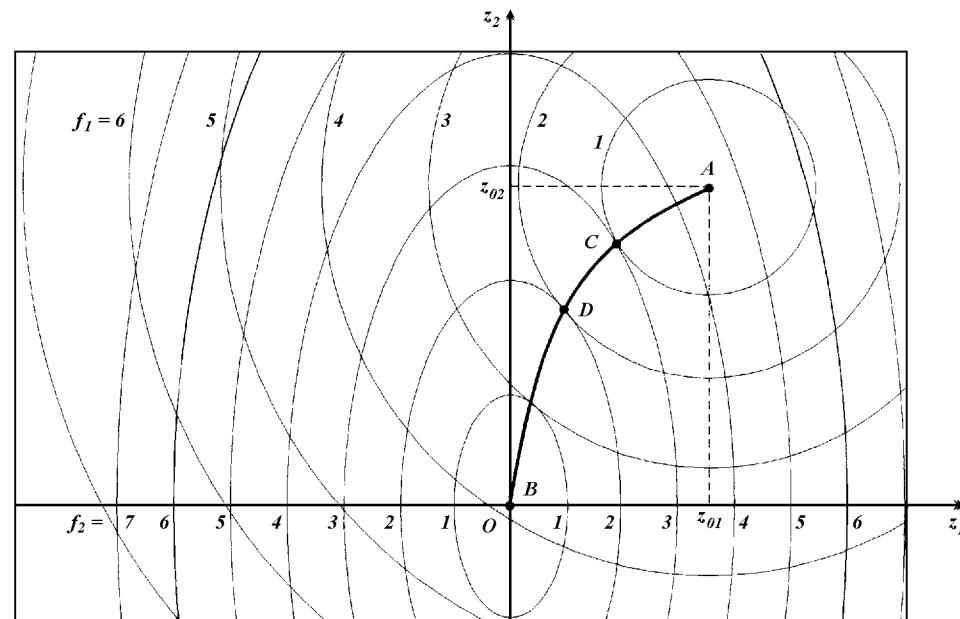


Рис. 2. Семейства «деформированных» эллипсоидов

ната точек, принадлежащих линии Парето в новой системе координат.

Применение обратных преобразований системы координат позволяет определить облики вариантов системы, оптимальных по Парето.

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

Зиатдинов Ю. К. Методы определения оптимальных проектных параметров сложных технических систем при наличии ограничений // Космічна наука і технологія.—1996.—2, № 1—2.—С. 57—61.

Краснощеков П. С., Морозов В. В., Федоров В. В. Декомпозиция в задачах проектирования // Техническая кибернетика.—1979.—№ 2.—С. 7—16.

Кудрявцев Л. Д. Курс математического анализа (в двух томах).

— М.: Высшая школа, 1981.—Т. 2.—584 с.
Попов И. А., Скворцов В. В., Мищитис А. К. Исследование и проектирование больших механических систем. — Киев: КИ ВВС, 1995.—252 с.

A METHOD FOR FORMING A SET OF PARETO-OPTIMUM STRUCTURAL PARAMETERS OF COMPOUND TECHNICAL SYSTEMS

Yu. K. Ziatdinov

A method is offered for the formation of a Pareto-optimum combination for the structural parameters of a compound technical system. The method is used when designing an aerospace system.

УДК 629.7.54

Влияние внешнего акустического излучения на возникновение волновых процессов в многофазных механических структурах бортовой аппаратуры

В. В. Каракун, В. Н. Колосов

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»

Надійшла до редакції 01.03.96

Досліджується одна з найчастіше використовуваних систем бортової апаратури у вигляді двох коаксіальних колових циліндрів, розділених рідинною. Вивчаються і аналізуються закономірності формування хвильових процесів у пристроях під впливом зовнішнього акустичного випромінювання під час роботи маршевих двигунів КА

Установлено, что акустическое излучение, обусловленное работой маршевых двигателей носителей, может оказывать существенное влияние на элементы конструкции летательных аппаратов (Каракун, 1993, 1995; Каракун, Юдин, 1993). Наиболее опасным является влияние внешних акустических воздействий на бортовую аппаратуру, так как оно может стать определяющим при возникновении нарушений режима ее паспортного функционирования. Особенностью звукового воздействия является широкий частотный диапазон, случайный характер изменения амплитуды звукового давления и пространственный характер его воздействия (в отличие от вибрационного) и, следовательно, влияние на командно-измерительный комплекс КА не только через опоры приборов (подобно звуковому мостику), но через все поверхности конструкции. Отсюда очевидна и трудность задачи анализа явления, а также синтеза аппаратуры, инвариантной к такому типу воздействий. В некоторых случаях звуковое излучение высокой интенсивности (160—180 дБ) может привести к необратимым деформациям в материале, появлению трещин и в итоге к разрушению.

Ограничивааясь рамками задачи упругого взаимодействия внешнего акустического излучения с механическими системами аппаратуры, рассмотрим происхождение волны избыточного давления через механическую систему в виде двух коаксиальных круговых цилиндров, разделенных жидкостью и соединенных упругой связью (рис. 1). Подобные механические системы довольно часто встречаются, например, в навигационных приборах (дифференцирующие и интегрирующие гироскопы, компасы и др.) и в конструкциях комплектующих устройств КА. Такая механическая система может рассматриваться как многофазная, так как содержит твердые, жидкие и газообразные элементы.

Решение задачи в самом общем виде представляется достаточно сложную проблему. Поэтому сделаем некоторые упрощающие предложения, позволяющие, не в ущерб объективности картины взаимодействия, провести декомпозицию сложной механической модели на более простые, позволяющие получить инженерные решения.

Предположим наличие у внутреннего цилиндра двух взаимно перпендикулярных плоскостей геометрической и массовой симметрии, перпендику-

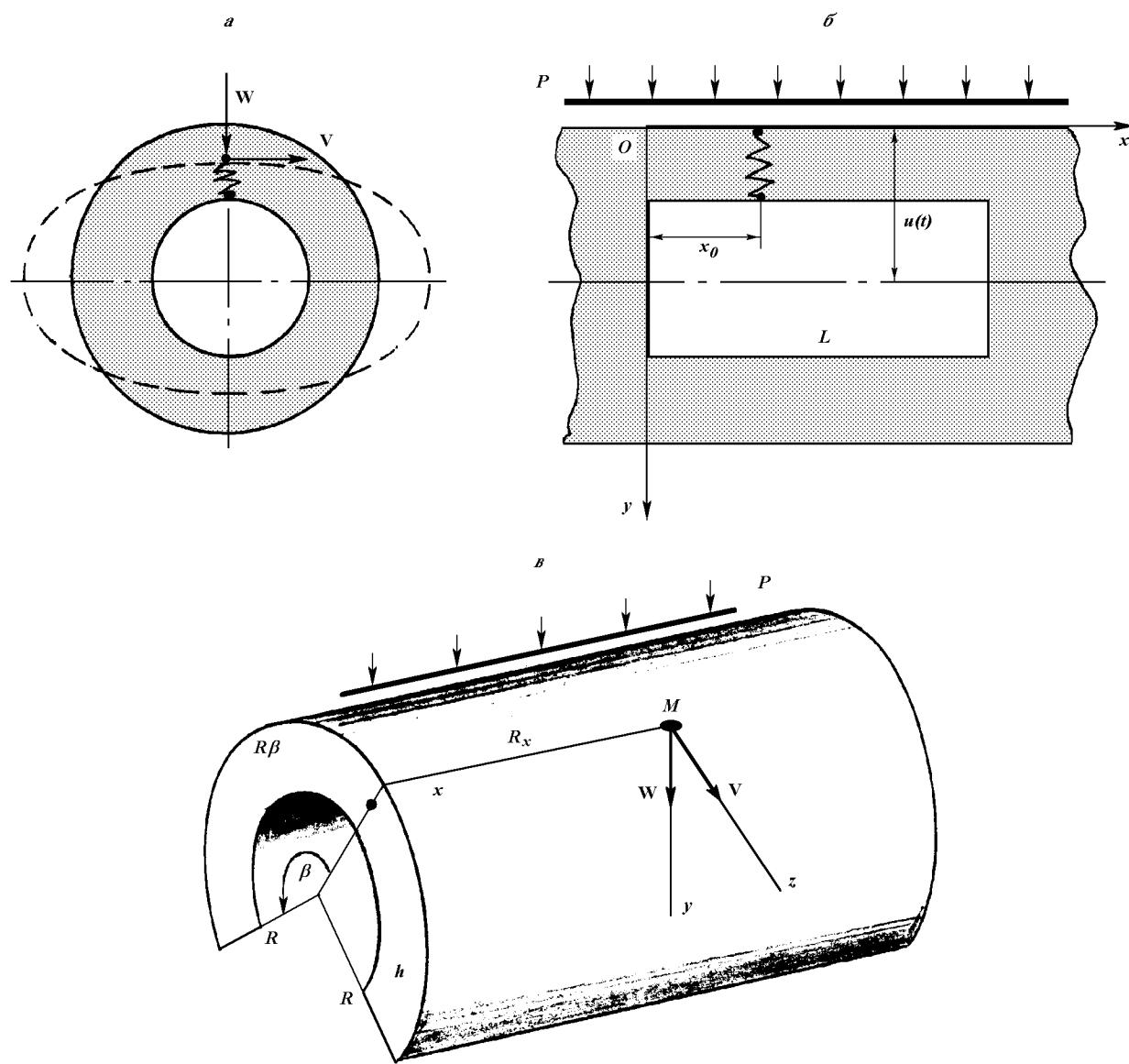


Рис. 1. Механическая модель расчета упругого взаимодействия звукового излучения с системой из двух цилиндров

лярных к фронту падающей плоской волны избыточного давления. С одной стороны, это упрощение позволяет утверждать о наличии поступательного и прямолинейного перемещения внутреннего подвижного цилиндра в направлении распространения волны давления, т. е. вдоль оси y , с другой — предполагать наличие установившегося состояния обтекания подвижного цилиндра жидкостью, т. е. без кавитаций. Принятые допущения позволяют

сформулировать граничные условия в виде равенства нулю скоростей бесконечно далеких точек потока и равенства нормальных составляющих скоростей точек контура и соприкасающихся с ним частиц среды и безотрывности обтекания, т. е. набегающий поток жидкости предполагается плоским безвихревым по отношению к системе координат, жестко связанной с внутренним цилиндром.

Пусть в момент времени $t = 0$ с упругой наруж-

ной оболочкой (замена наружного цилиндра бесконечной по протяженности оболочкой осуществлена в предположении отсутствия перераспределения энергии изгиба к сопряженным поверхностям цилиндра) начинает взаимодействовать волна давления вида

$$P(x; \beta; t) = -P_0(x; \beta; t)R^2(1 - \sigma^2)(EL)^{-1}, \quad (1)$$

где P_0 — амплитуда звукового давления, E — модуль упругости, σ — коэффициент Пуассона, x , β — безразмерные координаты в долях радиуса R оболочки, L — длина внутреннего цилиндра. Фронт волны параллелен боковой образующей цилиндра, а полный импульс давления предполагается конечным по величине.

Таким образом, рассматриваемая механическая модель представляет собой бесконечную по протяженности упругую наружную оболочку, соединенную с абсолютно твердым внутренним цилиндром, а действие падающей волны давления осуществляется на внутренний подвижный цилиндр только через упругую связь.

В соответствии с технической моментной теорией уравнения наружной упругой оболочки имеют вид (Каракун, Лозовик, 1995)

$$\begin{aligned} \omega^2 \rho V + \frac{\partial^2 V}{\partial \beta^2} + \frac{1 - \sigma}{2} \frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + \frac{\partial W}{\partial \beta} &= 0; \\ \omega^2 \rho W + \frac{\partial V}{\partial \beta} + c^2 \nabla^2 \nabla^2 W + W + \\ + c_1 [W(x_0; \beta; t) - U(t)] \delta(x - x_0) &= \\ = -\frac{1 - \sigma^2}{EL} R^2 P_0(x; \beta; t), \end{aligned} \quad (2)$$

где ρ — плотность материала оболочки, c_1 — коэффициент жесткости упругой связи, ∇^2 — бигармонический оператор, V , W — перемещения элементов поверхности оболочки в касательной плоскости и плоскости шпангоута соответственно, $c^2 = n^2(12R^2)^{-1}$ — множитель, $\delta(x - x_0)$ — дельта-функция Дирака, $U(t)$ — поступательное перемещение внутреннего цилиндра, уравнение движения которого можно записать в виде

$$\begin{aligned} M \frac{d^2}{dt^2} [U(t) - W(x_0; \beta; t)] + \\ + c_1 [U(t) - W(x_0; \beta; t)] = 0, \end{aligned} \quad (3)$$

где M — масса цилиндра.

Добавив к уравнениям (2), (3) кинематические соотношения

$$\begin{aligned} U(0) - W(x_0; \beta; 0) = l = l(x_0; \beta); \\ \frac{d}{dt} [U(t) - W(x_0; \beta; t)]|_{t=0} = 0, \end{aligned} \quad (4)$$

получаем задачу Коши для функции $[U(t) - W(x_0; \beta; t)]$.

Решением уравнений (3)–(4) будет

$$U(t) - W(x_0; \beta; t) \stackrel{\text{def}}{=} c_1^{-1} f(x_0; \beta; t), \quad (5)$$

вследствие чего система уравнений (2) примет вид

$$\begin{aligned} \omega^2 \rho V + \frac{\partial^2 V}{\partial \beta^2} + \frac{1 - \sigma}{2} \frac{\partial^2 V}{\partial x^2} + \frac{\partial W}{\partial \beta} &= 0, \\ \omega^2 \rho W + \frac{\partial V}{\partial \beta} + c^2 \nabla^2 \nabla^2 W + W = \\ = f(x_0; \beta; t) \delta(x - x_0) + P(x; \beta; t), \end{aligned} \quad (6)$$

решение которой при $0 < R_1 < r < R_2$, $0 \leq \beta \leq 2\pi$, $0 < x < L$ для малых толщин h может быть представлено в виде двойных тригонометрических рядов

$$\begin{aligned} V &= \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} V_{mn} \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x}{L}; \\ W(x_0; \beta; t) &= \\ = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}(x_0; t) \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x_0}{L}; \\ U(t) &= c_1^{-1} f(x_0; \beta; t) = \\ = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn}(x_0; t) \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x_0}{L}, \end{aligned} \quad (7)$$

где m и n — числа полуволн изгиба в поперечном и продольном сечении оболочки соответственно.

Наибольший интерес представляет изучение поступательного перемещения внутреннего подвижного цилиндра под действием акустической волны давления. Решение системы уравнений (6) с учетом (7) дает возможность определить закон движения цилиндра:

$$\begin{aligned} U(t) &= l \cos \sqrt{\frac{c_1}{M}} t + \\ + \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \omega^2 \rho - m^2 - \frac{1 - \sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 : \\ : \left\{ m^2 + \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1 - \sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right] \times \right. \\ \left. \left\{ \times \left[(\omega^2 \rho + 1) + c^2 \left(\left(\frac{m}{r} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right)^2 \right] \right\} \right\} \times \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \times \frac{1}{\pi L} \left\{ \left(\sin \frac{n\pi x_0}{L} \right) \int_0^{2\pi} f(x_0; \beta; t) \exp(-im\beta) d\beta + \right. \\ & + [1 - (-1)^n] \int_0^{2\pi} \frac{1}{2} P_0 \sum_{m_1=0}^{\infty} \varepsilon_{m_1} (-1)^{m_1} I_{m_1}(kr) \times \\ & \left. \times [\exp(im_1\beta) + \exp(-im_1\beta)] \right\} \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x_0}{L}, \end{aligned}$$

где [5]

$$P(r; \beta) = P_0 \sum_{m_1=0}^{\infty} \varepsilon_{m_1} (-1)^{m_1} I_{m_1}(kr) \cos m_1 \beta;$$

k — волновое число.

Анализ возмущенного движения внутреннего цилиндра показывает, что при формах продольных колебаний наружной оболочки с номерами $n = L/x_0$ он не будет перемещаться в поперечной плоскости наружной оболочки, а при $n = L/2x_0$ — наоборот, амплитуда его колебаний будет максимальной.

Это явление имеет простое геометрическое толкование. Из выражения (8) следует, что при $n\pi x_0/L = 0; \pi$ или 2π , т. е. совпадении длины полуволны изгиба с длиной цилиндра L ($n = 1$), первое равенство дает $x_0 = 0$, второе — $x_0 = L$, третье — $x_0 = 2L$. Для второй формы изгибных колебаний наружной оболочки, когда на длине L укладываются две полуволны ($n = 2$), получаем $x_0 = 0; \frac{1}{2}L; L$ соответственно. Наконец, для третьей формы ($n = 3$) имеем $x_0 = 0; \frac{1}{3}L; \frac{2}{3}L$ и так далее.

Это означает, что через точку крепления упругой связи проходят узлы изгибной волны и внешнее акустическое воздействие в этом случае не оказывает влияния на перемещение внутреннего цилиндра.

С другой стороны, при $n = L/2x_0$ амплитуда колебаний цилиндра достигает своих максимальных значений. Отсюда для первой формы ($n = 1$) $x_0 = \frac{1}{2}L$; для второй формы $x_0 = \frac{1}{4}L, \frac{3}{4}L$; для третьей $x_0 = \frac{1}{6}L, \frac{1}{2}L$ и так далее. Такое сильное влияние колебаний наружной оболочки на перемещение внутреннего цилиндра объясняется прохождением участков пучности продольных колебаний через точку крепления упругой связи.

Из формулы (8) видно, что равенство

$$\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 = 0 \quad (9)$$

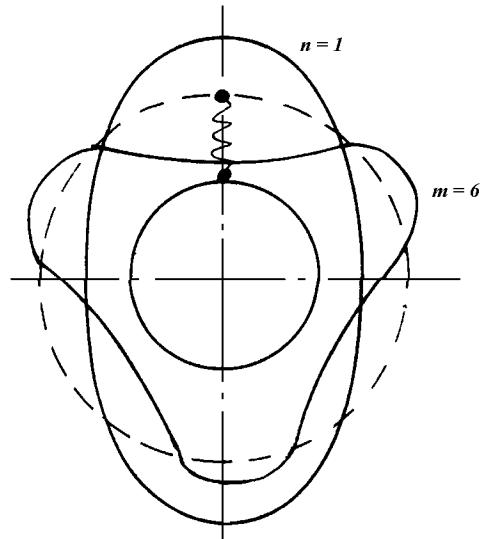


Рис. 2. Взаимное влияние форм колебаний наружной оболочки

объясняет явление взаимного подавления влияния поперечных и продольных форм колебаний оболочки на динамику внутреннего цилиндра, что обусловлено равенством по величине и различием знаков перемещений точки крепления упругой связи к оболочке в продольной плоскости и плоскости шпангоута. Иллюстрацией может служить, например, случай, когда $n = 1$, а $m = 6$ (рис. 2).

Особо следует остановиться на возможности возникновения резонансных явлений. Выражение (8) дает возможность установить значения резонансных частот:

$$\begin{aligned} \omega_p &= (2\rho)^{-\frac{1}{2}} \left\{ \left[-\frac{\hbar^2}{12R^2} \left[\left(\frac{m}{r} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right]^2 + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 + m^2 - 1 \pm \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \pm \left\{ \frac{\hbar^2}{12R^2} \left[\left(\frac{m}{r} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right]^2 + \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right\}^2 \times \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \times \left\{ \frac{\hbar^2}{12R^2} \left[\left(\frac{m}{r} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right]^2 + \right. \right. \right. \\ &\quad \left. \left. \left. \left\{ \left\{ + \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 + m^4 + 3 \right\}^{\frac{1}{2}} \right\}^{\frac{1}{2}}, \right. \right. \right. \end{aligned} \quad (10)$$

при которых за счет синфазного перемещения точки крепления упругой связи в двух плоскостях (m , n -формы) будет происходить резкое увеличение размаха колебаний.

Таким образом, акустическое излучение, как видно, может существенно влиять на динамику

механических систем бортовой аппаратуры КА и должно приниматься во внимание при проектировании командно-измерительного комплекса космических аппаратов.

Каракун В. В. О влиянии акустического излучения на плоские элементы конструкций гироскопических приборов // Механика гироскопических систем.—1993.—Вып. 12.—С. 23—29.

Каракун В. В. О влиянии звукового излучения на механические системы // Тез. докл. междунар. науч.-практич. конф. «Аэрокосмический комплекс: конверсия и технология», Житомир, 11—16 сент., 1995 г. — Житомир: ЖИТИ, 1995.—С. 20—21.

Каракун В. В., Лозовик В. Г. О влиянии акустического излучения на динамику чувствительных элементов гиростабилизированной платформы // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 2-6.—С. 72—75

Каракун В. В., Юдин О. Н. О погрешности гироскопического

датчика угловых скоростей при внешнем акустическом возмущении // Механика гироскопических систем.—1993.—Вып. 12.—С. 107—110.

Шендеров Е. Л. Волновые задачи гидроакустики. — Л.: Судостроение, 1972.—352 с.

THE INFLUENCE OF AN EXTERNAL ACOUSTIC EMISSION ON WAVE PROCESSES ARISING IN MULTIPHASE MECHANICAL STRUCTURES ON BOARD SPACECRAFT

V. V. Karachun and V. N. Kolosov

A frequently used system of on board equipment consisting of two coaxial circular cylinders separated by a liquid is examined. We study and analyze the initiation of wave processes in the equipment under the influence of an external acousfic emission from the working space vehicle sustainers.

УДК 629.78.064

К вопросу о деградации солнечных батарей на космических аппаратах

В. Ф. Присняков

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 18.03.96

Розглядається процес зниження ефективності сонячних батарей космічних апаратів, під дією космічної радіації. Пропонується елементарна математична модель, що описує процес деградації фотоперетворювачів. Аналізується відповідність між розрахунками по отриманій формулі $I = \varphi + (1 - \varphi)\exp(-\tau/\theta)$ та експериментальними даними, на основі чого знаходяться значення параметрів φ та θ , які дають можливість робити на етапі проєктування оцінку зниження у часі вихідних характеристик сонячних батарей супутників, інших космічних апаратів.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время полупроводниковые фотопреобразователи (ФП) являются одним из основных источников электрической энергии на космических аппаратах. Однако воздействие космической радиации на солнечные батареи (СБ) со временем приводит к снижению их эффективности. Поэтому важнейшей проблемой, определяющей конструкцию ФП, их проектирование и эксплуатацию, является обеспечение стойкости к воздействию космических лучей и частиц, зараженных магнитным полем Земли. К числу основных вредно действующих факторов космического излучения относятся потоки электронов и протонов, которые оказывают особо сильное разрушающее действие на фотоэлементы. В частности, последствие воздействия электронов заключается в уменьшении фоточувствительности в красной и ИК-областях спектра, т. е. в снижении тока, генерируемого при поглощении света с большими длинами волн. Облучение протонами вызывает более значительные повреждения ФП, чем электронами. Общая картина возникновения дефектов при облучении полупроводника представляется следующей. Проникающая в полупроводник заряженная частица теряет свою энергию при столкновениях с атомами решетки. Результатом столкновения может быть ионизация, смеще-

ния и даже ядерная реакция. Возникновение радиационных дефектов в кристаллах полупроводников сопровождается изменением равновесной концентрации носителей тока вследствие захвата их уровнями дефектов. Это проявляется в уменьшении тока короткого замыкания и снижении напряжения холостого хода (фото-ЭДС). Ухудшение свойств солнечных батарей обычно принято называть *деградацией*. Так как действие космической радиации ограничивает срок службы СБ, а следовательно, и всего космического аппарата, очень важно уметь определять изменение их мощности (тока) в зависимости от времени пребывания на орбите.

ИСХОДНЫЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Так как радиационные дефекты в кристаллах полупроводников приводят к изменению равновесной концентрации носителей тока, то можно условно представить модель солнечного элемента в виде «черного ящика», в который поступает солнечный свет, а выходит ток. Внутри же «ящика» электроны и дырки свободно передвигаются по всему объему проводника. Изменение во времени стационарной концентрации неосновных носителей заряда в полупроводниковой структуре, возникающей при заданных условиях облучения, определяется уравне-

нием с релаксационным членом (Раушенбах, 1983):

$$dN/d\tau = -(N - N_\infty)/\theta, \quad (1)$$

где N_∞ — предельная концентрация; θ — постоянная времени процесса деградации солнечных элементов, которая зависит от интегрального облучения, материала солнечного элемента, покрытия и т. п.; τ — время облучения фотоэлементов.

Если N_0 — концентрация носителей в начальный момент, то уравнение (1) можно переписать в нормированном виде:

$$d\bar{N}/d\tau = -(\bar{N} - \varphi)/\theta. \quad (2)$$

Здесь $\bar{N} = N/N_0$; $\varphi = N_\infty/N_0$ (зависит от степени облучения материала фотоэлемента, покрытия и т. п.).

Очевидно, что нормированная концентрация носителей тока \bar{N} пропорциональна полному току (по отношению к его начальному значению $\bar{I} = I/I_0^*$ и мощности $\bar{U} = U/U_0$). Решение (2) будет иметь вид**

$$\bar{U} = \bar{I} = \varphi + (1 - \varphi)\exp(-\tau/\theta). \quad (3)$$

Формула (3) дает аналитическое выражение деградационной характеристики, т. е. выражение зависимости тока или мощности фотопреобразователя от времени его пребывания в условиях радиационного облучения. Параметры φ и θ на первом этапе находятся из условий эксперимента. Но так как они имеют универсальный характер и изменяются только при изменении материала полупроводника, степени радиационного облучения и т. п., то полученные их значения можно использовать при прогнозе деградации батарей. Очевидно, что при подготовке к полету необходимо знать, как будет изменяться в процессе эксплуатации ток или мощность СБ.

ПРОВЕРКА МОДЕЛИ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ θ И φ

Имеется большое количество экспериментально снятых деградационных характеристик, полученных в условиях функционирования конкретных спутников. Последние и наиболее надежные данные по деградации арсенид-галлиевых батарей в космосе одного из английских спутников STRV-1B приведены в работе Goodbody, Kimber (1995). Этот спутник был запущен на геостационарную орбиту

в 1994 г. и имел три солнечные панели из GaAs/Ge (панели $-Y$, $-X$, $+Y$) и одну панель ($-X$) из GaAs/GaAs. Обработка экспериментальных деградационных кривых (см. рис. 1) показала, что согласование расчетов по формуле (3) с экспериментальными данными имеет место при следующих значениях параметров: $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.92$; 0.917; 0.913 (для GaAs/Ge) и $\varphi = 0.895$ (GaAs/GaAs). Для рассматриваемого спутника, находящегося на орби-

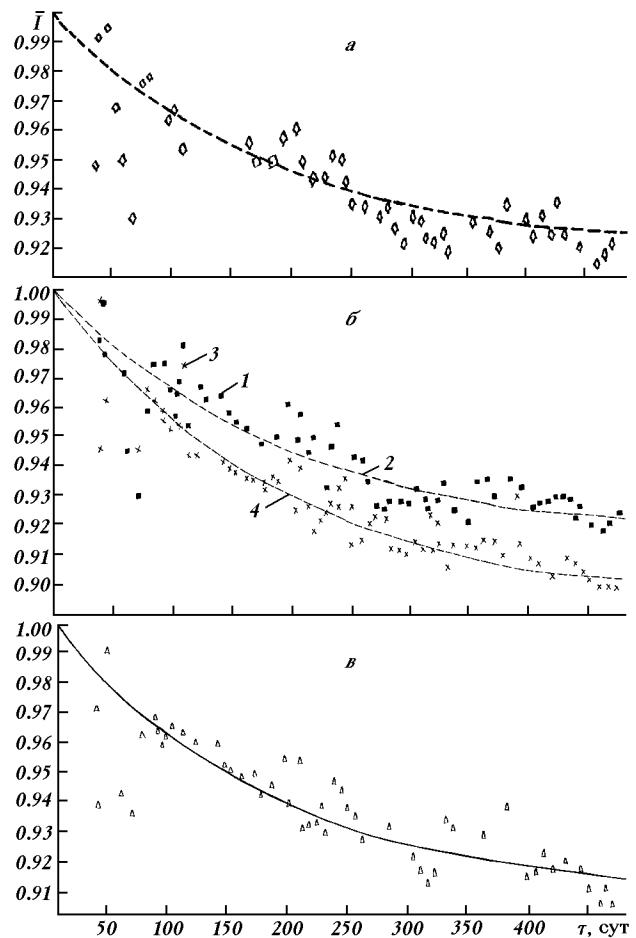


Рис. 1. Деградация тока солнечных панелей из GaAs/Ge ($-Y$) спутника STRV-1B в течение времени пребывания на орбите (нормализация тока по отношению к среднему 3-дневному значению): *а* — опытные точки и расчетная кривая, полученная для панели из GaAs/Ge ($-Y$) по формуле (3) при $\theta = 180$ сут и $\varphi = 0.92$; *б* — для панелей $-X$, GaAs/Ge (I), $+X$, GaAs/GaAs (3), расчеты по формуле (3): 1 — при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.917$ и 4 — при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.895$; *в* — для панели из GaAs/Ge ($+Y$) спутника STRV-1B и расчет по формуле (3) при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.913$.

* Можно показать, что полный ток включает, как часть, фототок, т. е. деградация величины полного тока пропорциональна деградации собственно фототока.

** Такой же вид и у кривой потери информации памятью человека (Присняков, Приснякова, 1984). Здесь подтверждается аналогия между деградацией информации в памяти и деградацией СБ.

Таблица 1. Некоторые характеристики солнечных батарей спутников

Спутник, солнечная батарея	Апогей, км	Перигей, км	Угол наклона, град	Дата запуска	Тип элемента	Защита	Время спада тока	θ , сут	φ	Маркировка элемента
STRV-1B	36000	200		17.06.94	GaAs/Ge			180	0.92	-Y
					GaAs/Ge			180	0.917	-X
					GaAs/Ge			180	0.913	+X
					GaAs/GaAs			180	0.895	+X
«Pegasus»	2537	363	70	03.08.94	Si	200MK FS		150	0.84	
					GaAs/Ge	100MK CMX		120	0.91	
					GaAs/CIS	50MK CMX		160	0.94	
					AlGaAs/GaAs	600MK FS		120	0.945	
					GaAs/GaSb	с концентратором		140	0.965	
					Si (аморфный)	500 MK CMX		70	0.6	
					InP	150MK FS		150	0.935	
«Релей-1»	7400	1300	47.5	13.12.62	Si, n-p	1.5 мм кварцевое стекло	480	90	0.76	
					Si, n-p	0.76 мм кварцевое стекло	197	60	0.75	
					Si, p-n	1.5 мм	47	55	0.55	
					Si, p-n	0.76 мм	32	50	0.5	
«Телестар-1»	5690	953	44.9	10.07.62	n-p	0.76 мм сапфир	300	120	0.715	(Вернов, 1983)
										160 0.75 (Васильев, Ландсман, 1971)
«Телестар-2»	10800	972	42.8	07.05.63	n-p	0.76 мм сапфир	800	200	0.79	
«Prospero»	1582	547	82	09.74	n-p			180	0.915	
«Интелсат-II»	геостационар			F-III	n-p			360	0.8	
«Интелсат-IV»	геостационар			F-II	n-p			300	0.915	
STL					n-p			1200	0.5	
BTL								400	0.45	
BTL					p-n			30	0.3	
«Молния-I»					Si	1 мм		100	0.933	соответствующее покрытие см. в табл. 3
IDSCS (I серия)	34458	33716	0.42	16.06.66	Si, n-p	Si (непросветленный)	1 мм	80	0.911	
						Si	30 мкм	40	0.244	
						Si	0.15 мкм	30	0.133	
						0.5 мм плавленный кварц		2000	0.8	наибольшее значение тока к.з.
IDSCS (II серия)	33947	33634	0.41	18.01.67	Si,,n-p	0.5 мм плавленный кварц		408	0.85	наименьшее значение тока к.з.
								880	0.88	наибольшее значение тока к.з.
								408	0.85	наименьшее значение тока к.з.
PASP Plus					InP			25	0.965	
					GaAs			14	0.936	
					Si			13	0.930	

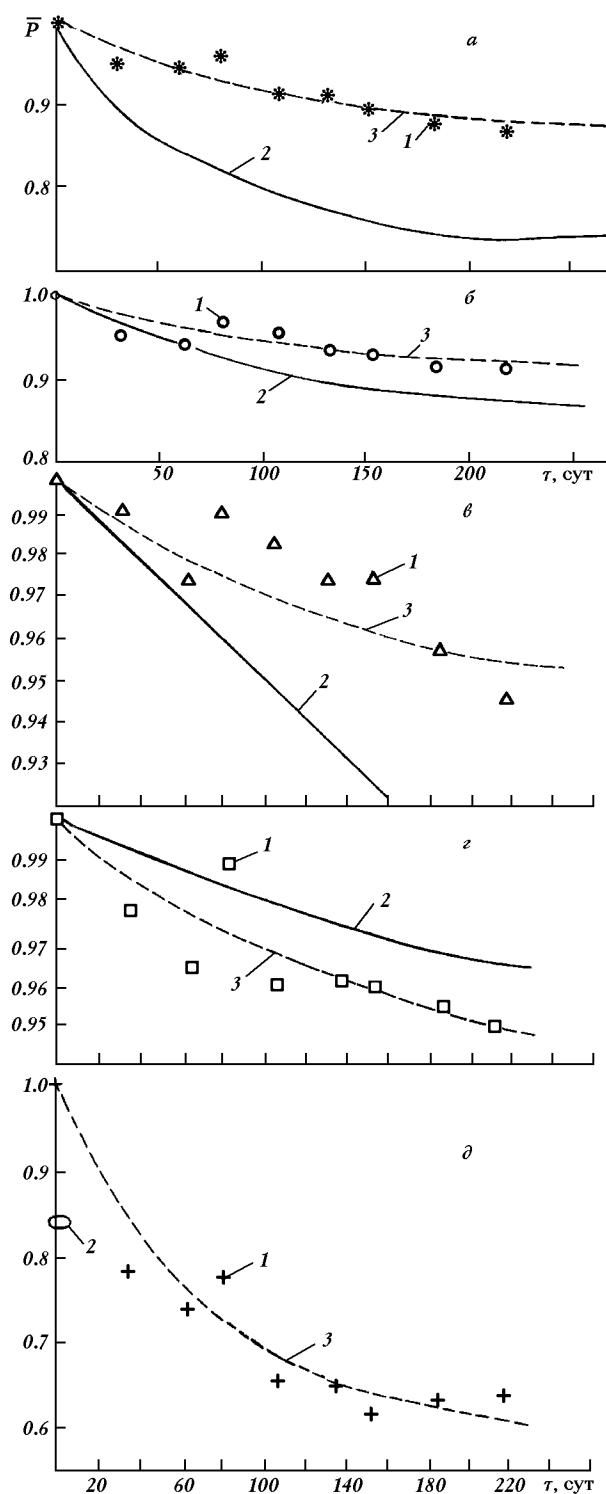


Рис. 2. Деградация мощности элементов в процессе полета спутника «Пегас» (1 — экспериментальные данные, 2 — расчетная кривая по модели NASA AP8, 3 — расчет по формуле (3)): а — кремниевые элементы, покрыты стеклом толщиной 150 мкм, при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.84$; б — галлий-арсенид-германиевые элементы, покрыты стеклом толщиной 200 мкм BSER, при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.91$; в — элементы GaAs/CIS с 50-мкм покрытием из стекла, при $\theta = 160$ сут, $\varphi = 0.94$ (три GaAs элемента параллельно друг другу и параллельно с ними серия трех CIS элементов (меди-индий-селен)); г — элементы AlGaAs/GaAs с покрытием стеклом FS 600 мкм, при $\theta = 120$ сут, $\varphi = 0.945$; д — элементы из аморфного кремния с покрытием стеклом CMX толщиной 500 мкм (1), при $\theta = 70$ сут, $\varphi = 0.6$

те с параметрами 200×36000 км, процесс деградации идет с одной и той же постоянной времени $\theta = 180$ сут, но при разных значениях параметра φ , к которому стремится характеристика по прошествии достаточно большого времени.

Как видно, для трех рассмотренных галлий-арсенид-германиевых ФП параметр φ отличается незначительно. Для галлий-арсенид-галий-арсенидовых элементов φ отличается существенно. Эти данные свидетельствуют, что радиационные потоки определяют прежде всего темп спада деградационной характеристики ФП, т. е. постоянную времени θ . Тип материала полупроводника оказывает влияние на предельный параметр φ .

Близкие к рассмотренным выше получены результаты в летных экспериментах PASP-Plus с СБ, в том числе и одинакового состава, на спутнике Пегас (Marvin et al., 1995). На рис. 2, а представлены конкретные деградационные характеристики солнечных элементов из кремния толщиной 200 мкм BSER. Там же дана расчетная кривая 2 прогноза деградации СБ, полученная по модели NASA AP8. Как видно, эта модель для рассматриваемых элементов существенно расходится с действительной деградационной характеристикой. Предлагаемая нами формула при выбранных значениях параметров $\varphi = 0.54$ и $\theta = 150$ сут практически точно описывает спад мощности солнечных элементов. Аналогичные результаты были получены и в экспериментах с галлий-арсенидовыми (рис. 2, б), GaAs/CIS (рис. 2, в) и AlGaAs/GaAs (рис. 2, г) элементами. Как видно, расчеты по формуле (3) при выбранных значениях параметров φ и θ значительно лучше описывают деградацию мощности в течение полета спутника, чем модель NASA. Отметим, что предельное значение мощности φ для кремниевых элементов существенно ниже, чем для элементов на основе GaAs.

Интересные результаты по деградации мощности представлены на рис. 2, д для элементов из аморфного кремния (с 500 мкм покрытием). Модель достаточно точно описывает спад мощности (кривая 2) при $\varphi = 0.6$ и $\theta = 70$ сут. Модель NASA вообще не позволяет прогнозировать деградацию этих элементов. Отметим, что рассматриваемые

элементы, покрытые стеклом толщиной 100 мкм, при $\theta = 120$ сут, $\varphi = 0.91$; в — элементы GaAs/CIS с 50-мкм покрытием из стекла, при $\theta = 160$ сут, $\varphi = 0.94$ (три GaAs элемента параллельно друг другу и параллельно с ними серия трех CIS элементов (меди-индий-селен)); г — элементы AlGaAs/GaAs с покрытием стеклом FS 600 мкм, при $\theta = 120$ сут, $\varphi = 0.945$; д — элементы из аморфного кремния с покрытием стеклом CMX толщиной 500 мкм (1), при $\theta = 70$ сут, $\varphi = 0.6$

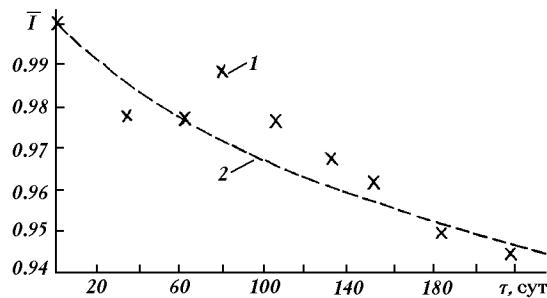


Рис. 3. Деградация солнечных элементов InP с 150 мкм покрытием стеклом FS: 1 — опытные данные (Marvin et al., 1995); 2 — расчет по формуле (3) при $\theta = 150$ сут, $\varphi = 0.935$

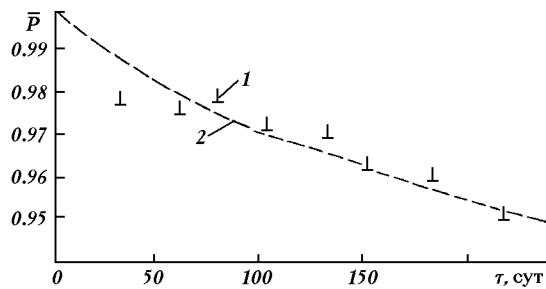


Рис. 4. Деградация мощности солнечных элементов GaAs/GaSb с концентриатором: 1 — опытные данные (Marvin et al., 1995); 2 — расчет по формуле (3) при $\theta = 140$ сут, $\varphi = 0.965$

элементы значительно быстрее снижают свою мощность ($\theta = 70$ сут), причем предельное значение мощности существенно меньше, чем для других элементов ($\varphi = 0.6$).

На рис. 3 показана деградационная характеристика солнечных элементов из InP (фосфид индия) с покрытием 150 мкм стекла по формуле (3) — кривая 2. Модель NASA дает значения, приблизительно на 5 % выше, чем формула (3).

Влияние комбинации оптики (концентратора) и защитного покрытия из стекла на деградацию солнечных элементов GaAs/GaSb видно из рис. 4. Применение комбинации оптики и защитного покрытия повышает сопротивляемость действию радиации: φ в этом случае больше, чем во всех остальных случаях.

График на рис. 5 отражает скорее всего историю использования фотоэлементов в системах энергобеспечения спутников. На первых спутниках использовались фотоэлементы $p-n$ -типа с толстыми защитными покрытиями, резко ухудшающими массовые характеристики СБ. В дальнейшем был осуществлен переход к более стойким к радиации фотоэлементам $n-p$ -типа, изготовленным на основе

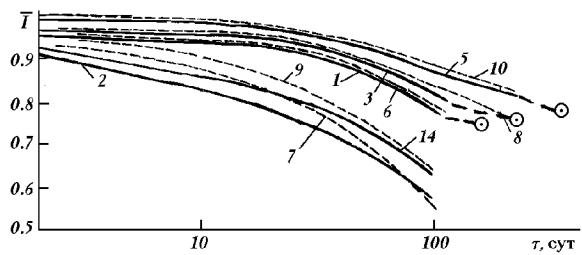


Рис. 5. Зависимость нормированного значения тока короткого замыкания от времени пребывания спутника на орбите (Васильев, Ландсман, 1995): опытные данные (1—3 солнечные батареи $p-n$ спутника «Релей-1», 4 — элементы $p-n$ -типа спутника «Релей-1», 5 — элементы $n-p$ -типа спутника «Телестар-1») и расчеты по формуле (3) (6 — при $\theta = 60$ сут, $\varphi = 0.75$; 7 — $\theta = 55$ сут, $\varphi = 0.55$; 8 — $\theta = 90$ сут, $\varphi = 0.76$; 9 — $\theta = 55$ сут, $\varphi = 0.55$; 10 — $\theta = 160$ сут, $\varphi = 0.77$)

кремния $p-n$ -типа. Эксперименты на разных спутниках — «Релей-1», «Просперо», «Телестар-1», «Телестар-2» (Вернов, 1983), представлены на рис. 5, 6. Сравнение расчетов по формуле (3) с опытными данными позволило получить численные значения параметров θ и φ (табл. 1). Видно, что действительно переход от элементов $p-n$ -типа к $n-p$ -типу позволил существенно поднять как θ , так и φ . Отметим, что переход от 1.5-мм покрытия кварцевым стеклом до 0.76-мм — в батареях спутника «Релей-1» уменьшил в полтора раза постоянную времени процесса деградации θ , а на предельную величину тока φ оказал слабое влияние.

Солнечные батареи спутников «Телестар-1» и «Телестар-2» имели покрытие из сапфира толщиной 0.76 мм (рис. 6, а, б). Расчеты по формуле (3) при выбранных значениях θ и φ , наилучшим образом согласующихся с опытами, позволяют в последующем использовать их при прогнозе деградации СБ с близкими параметрами.

Достаточно интересными являются результаты обработки эксперимента, проведенного на английском спутнике «Prospero». Выделенная деградация под действием только фотонов представлена на рис. 6, в. Опытные точки согласуются с расчетом по (3) при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.95$, т. е. в этом случае мы имеем существенно повышенное значение последнего параметра.

Рис. 7 и 8 представляют экспериментально полученные деградационные характеристики СБ спутников F-III серии «Интелсат-II» и F-II серии «Интелсат-III», запущенных на геостационарную орбиту. Как видно, расчеты по формуле (3) достаточно хорошо описывают падение мощности и тока ФП.

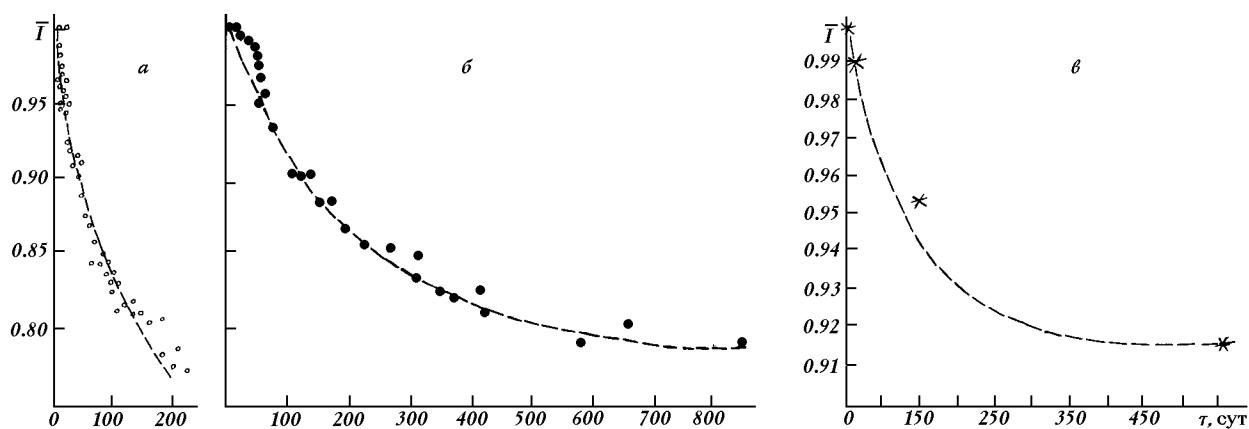


Рис. 6. Изменение тока солнечных батарей по опытным данным (Вернов, 1983): *а* — батареи *n-p*-типа спутника «Телестар-1» (кружки) и расчет по формуле (3) при $\theta = 120$ сут, $\varphi = 0.715$ (штриховая кривая); *б* — батареи спутника «Телестар-2» (точки) и расчет по формуле (3) при $\theta = 200$ сут, $\varphi = 0.79$; *в* — деградация под действием фотонов преобразователей *n-p*-типа, установленных на спутниках «Прогресс» (звездочки) и расчет по формуле (3) при $\theta = 180$ сут, $\varphi = 0.915$

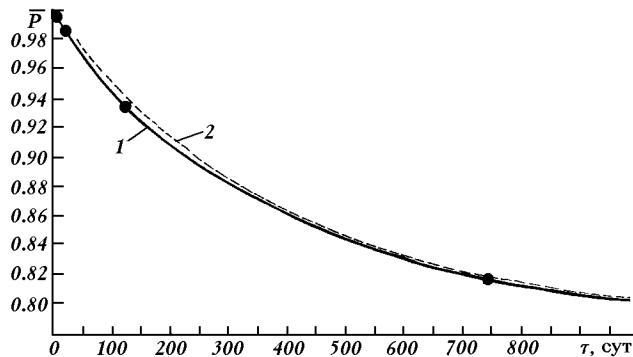


Рис. 7. Изменение нормированной мощности солнечной батареи спутника F-III серии «Интелсат-II»: *1* — опытные данные; *2* — расчет по формуле (3) при $\theta = 350$ сут, $\varphi = 0.8$

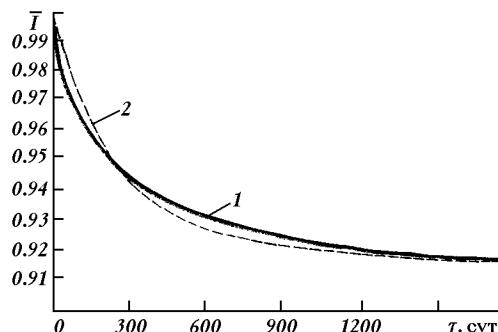


Рис. 8. Относительное падение тока короткого замыкания солнечной батареи спутника F-II серии «Интелсат-IV» в зависимости от длительности работы на стационарной орбите: *1* — опытные данные; *2* — расчет по формуле (3) при $\theta = 300$ сут, $\varphi = 0.915$

Влияние типа перехода на устойчивость против отрицательного влияния космической радиации одним из первых исследовалось Эллиотом (1969) (по Куландину и др., 1972). Рис. 9 представляет экспериментальные результаты двух батарей — STL с *n-p*-переходом (кривая 1) и BTL с нормальным *p-n*-переходом (кривая 3). Как видно, *p-n*-тип значительно менее устойчив к воздействию радиации.

Сравнение степени деградации фотоэлементов и различных материалов InP, кремния и GaAs при летных экспериментах PASP Plus проводится в работе Jain et al. (1995) (по Curtis et al., 1995). Эти данные ограничены временем менее 2 месяцев (рис. 10). Аппроксимация представленных экспериментов формулой (3) позволила определить влияние материала ФП на параметры θ и φ (табл. 2).

Как видно, интенсивность деградации (параметр θ) и значение мощности, к которому стремится характеристика (параметр φ) лучше всего для эле-

ментов InP, а хуже всего — для элементов на основе кремния.

В настоящее время известны достаточно хорошие способы повышения радиационной стойкости полупроводниковых материалов, в частности создание покрытий из прозрачных и радиационно стойких материалов, высокотемпературный обжиг, введение ионов лития и т. п. Эффект введения трех-, двух- и однослойных покрытий на солнечных элементах спутника «Молния-1» виден на рис. 11 (Колтун, 1987), на котором представлено относительное из-

Таблица 2. Численное значение параметров φ и θ для разных материалов ФП

Тип ФП	φ	θ , сут
InP	0.965	25
GaAs	0.936	14
Si	0.930	13

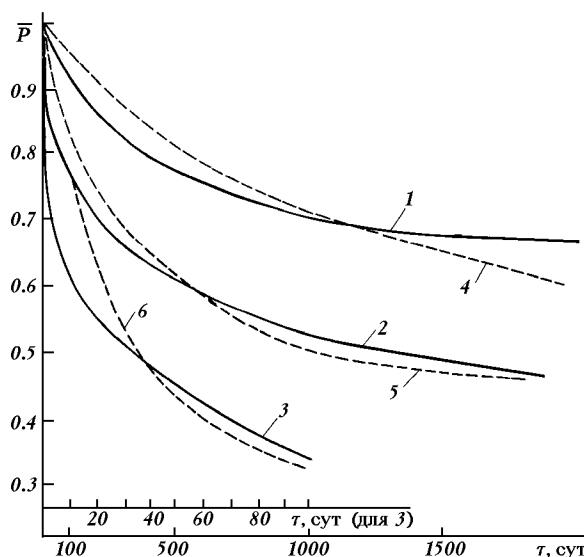


Рис. 9. Относительное снижение мощности солнечных батарей от продолжительности работы при воздействии космической радиации: опытные данные (1 — улучшенная батарея STL с p - p -переходом; 2 — батарея BTL; 3 — батарея BTL с нормальным p - n -переходом) и расчеты по формуле (3) (4 — при $\theta = 1200$ сут и $\varphi = 0.5$; 5 — $\theta = 400$ сут и $\varphi = 0.45$; 6 — $\theta = 30$ сут и $\varphi = 0.3$)

менение во времени тока нагрузки экспериментальных модулей из кремниевых солнечных элементов. Как видно, трехслойное покрытие ZnS + каучук + стекло с 2 % CeO₂ и пластина плавленого кварца в течении семи месяцев очень хорошо противостоят деградации солнечных элементов. Степень деградации в этом случае описывается формулой (3), соответственно при $\theta = 100$ сут, $\varphi = 0.933$ и $\theta = 80$ сут, $\varphi = 0.911$. Сильная деградация имеет место у модулей, снабженных тонкими двухслойными покрытиями. Согласие с расчетом имеет место при $\theta = 409$ сут и $\varphi = 0.244$. Еще более сильное снижение стойкости солнечных элементов к повреждающему воздействию радиации имеет место при однослойном покрытии из SiO₂. Формула

Таблица 3. Влияние покрытий на параметры модели деградации элементов спутника «Молния»

Элемент	Покрытие	l , мкм	φ	θ , сут
Si	ZnS + каучук + стекло + 2 % CeO ₂	1000	0.933	100
Si (непросветленный)	Плавленый кварц	1000	0.911	80
Si	ZnS+кремнийорганический слой	30	0.244	40
Si	SiO ₂	0.15	0.133	30

(3) описывает процесс деградации при $\theta = 30$ сут и $\varphi = 0.133$. Влияние покрытий на параметры модели деградации видно из табл. 3.

Таким образом, уменьшение толщины покрытий приводит к уменьшению предельного значения φ и постоянной времени процесса деградации θ .

Интересно сравнить расчеты по формуле (3) с другими теоретическими моделями. Экспериментальные данные по деградации солнечных элементов в условиях космоса появляются с запаздыванием в 5–10 лет и более от момента их разработки (Раушенбах, 1983). Сложность анализа процессов деградации заключается прежде всего во многообразии факторов воздействия (разнообразие орбит, изменяющаяся обстановка даже на идентичных орbitах и т. п.), а также различие материалов, из которых созданы солнечные элементы. Поэтому в перспективе задача заключается в получении зависимости параметров деградации φ и θ от основных факторов поражающего действия (которые нужно еще определить). Сейчас можно говорить о сборе необходимой для этого информации.

Шагом в этом направлении является обработка экспериментальных данных о деградации СБ на орбите спутника системы связи IDSCS. Эти спутники ВВС США двигались вблизи синхронной орбиты (см. табл. 1).

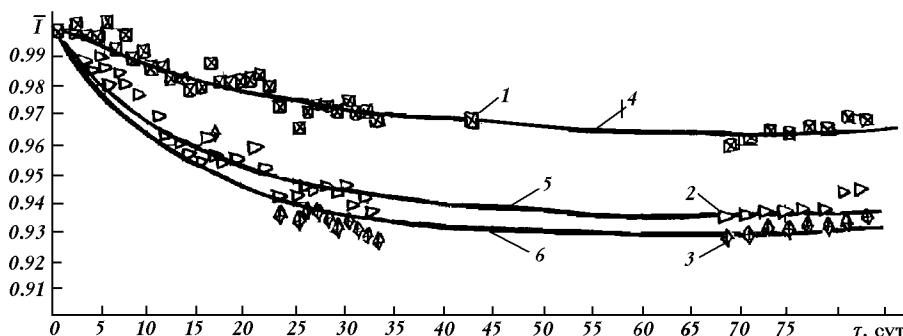


Рис. 10. Деградационные характеристики (по мощности) солнечных элементов, изготовленных из различных материалов (Jain et al., 1995): 1 — InP; 2 — GaAs; 3 — Si. Расчеты по формуле (3): 4 — $\theta = 25$ сут и $\varphi = 0.965$; 5 — $\theta = 14$ сут и $\varphi = 0.936$; 6 — $\theta = 13$ сут и $\varphi = 0.93$

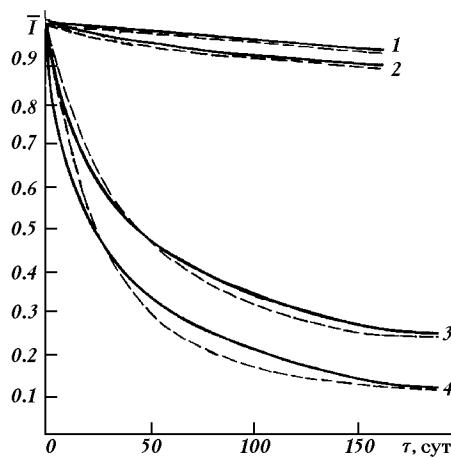


Рис. 11. Изменение радиационных свойств (по току нагрузки) кремниевых солнечных элементов спутника «Молния-1» после применения покрытий. Сплошные линии — эксперимент, штриховые — расчет по формуле (3): 1 — покрытие толщиной 1 мм Zn + каучук + стекло с 2 % CeO₂, $\theta = 100$ сут и $\varphi = 0.933$; 2 — пластина плавленого кварца (толщиной 1 мм) на поверхности непросветленного кремния, $\theta = 80$ сут и $\varphi = 0.911$; 3 — покрытие толщиной 30 мкм ZnS + кремнийорганический слой, $\theta = 40$ сут и $\varphi = 0.244$; 4 — SiO₂ ($d = 0.15$ мкм), $\theta = 30$ сут и $\varphi = 0.133$

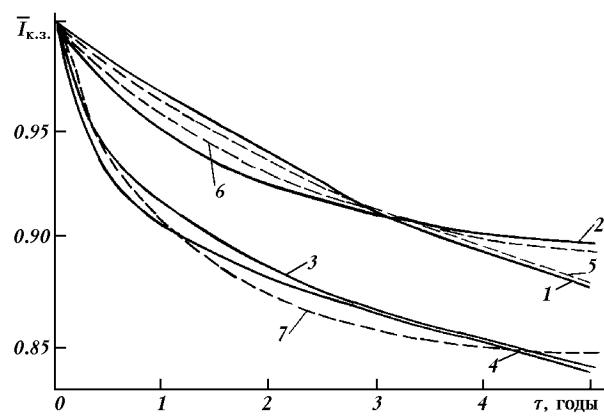


Рис. 12. Деградационные характеристики по наибольшему и наименьшему току короткого замыкания солнечных батарей IDSCS: опытные данные для спутников I серии (кривые 1 и 4) и II серии (кривые 2 и 3). Расчетные кривые согласно формуле (3): 5 — $\theta = 5.5$ года и $\varphi = 0.8$; 6 — $\theta = 2.4$ года и $\varphi = 0.88$; 7 — $\theta = 1.1$ года и $\varphi = 0.85$

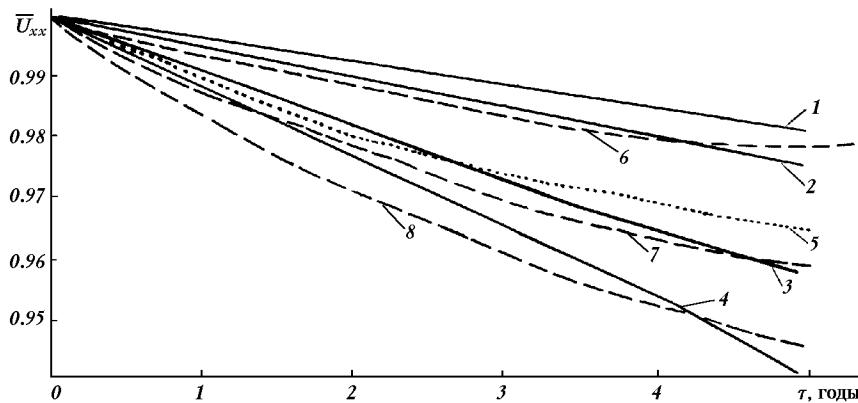


Рис. 13. Зависимость относительного спада напряжения холостого хода солнечных батарей спутников IDSCS от времени пребывания на орбите; данные работы Раушенбах (1983): 1, 4 — наибольшее и наименьшее значение для запусков; 2, 3 — соответственно для II серии; 5 — расчет Picciano et al. (1970); 6, 7, 8 — расчет по формуле (3) при $\theta = 2008$ сут и $\varphi = 0.965$; $\theta = 1680$ сут и $\varphi = 0.94$; $\theta = 1750$ сут и $\varphi = 0.91$ соответственно

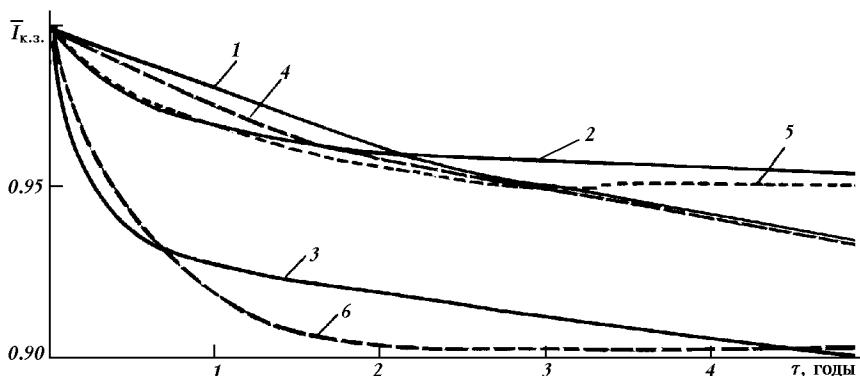


Рис. 14. Зависимость относительного спада тока короткого замыкания, вызванного воздействием ионизирующего излучения на полупроводник, рассчитанного по данным радиационной обстановки (1), на покрытия солнечных батарей (2) и солнечный элемент (3) от времени пребывания на орбите спутника IDSCS; 4, 5, 6 — расчетные кривые по формуле (3) при $\theta = 950$ сут и $\varphi = 0.93$; $\theta = 475$ сут и $\varphi = 0.45$; $\theta = 165$ сут и $\varphi = 0.905$ соответственно

На рис. 12 представлены зависимости относительного спада тока короткого замыкания СБ этих спутников от времени пребывания на орбите, причем приведены случаи наибольших и наименьших выходных параметров.

Как видно, для спутников I серии поведение лучшего элемента (кривая 1) описывается формулой (3) при $\theta = 5.5$ года и $\varphi = 0.8$, а худшего — (кривая 4) при $\theta = 1.1$ года и $\varphi = 0.85$. Для спутников II серии соответственно лучшая кривая 2 — при $\theta = 2.4$ года и $\varphi = 0.88$, а худшая кривая 3 — при $\theta = 1.1$ года и $\varphi = 0.854$.

На рис. 13 (Раушенбах, 1983) представлены экспериментальные кривые снижения напряжения холостого хода. Как видно, расчеты по формуле (3) значительно лучше описывают процесс деградации, чем расчет по модели Picciano et al. (1970).

На рис. 14 представлена временная зависимость снижения тока короткого замыкания, вызванного деградацией солнечного элемента из-за воздействия ионизирующего излучения по данным Picciano et al. (1970). Расчетные кривые 4 и 5 по формуле (3) согласуются достаточно хорошо и кривая 6 несколько хуже с кривыми работы Picciano et al. (1970).

Все СБ, рассмотренные в работе Picciano et al. (1970), находились на орбите более 3 лет, а 7 из них — более 4 лет. Измеренные значения характеристик были экстраполированы до срока 5 лет. Как видно, у ФП *n-p*-типа из кремния с защитным покрытием из плавленого кварца толщиной 0.5 мм ток короткого замыкания через 5 лет должен понизиться на величину от 12.5 % до 16.8 %, а фото-э.д.с. на 1.7—5.6 %. На основании детального анализа этих данных по облучению ФП в условиях космоса и наземных испытаний Picciano et al. (1970) был сделан вывод, что на 6—12 % ток снижается вследствие потери в покрытиях, тогда как 6 % теряется из-за повреждения самих преобразователей. Падение фото-э.д.с. от действия космической радиации составляет 2 %, а остаток (от 0 до 3 %) приписывается влиянию протонов низких энергий.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В табл. 1 собраны полученные нами данные по параметрам деградации θ и φ . Пока это первичные данные, но в первом приближении представленные численные значения можно использовать для прогноза течения деградации близких по параметрам солнечных элементов. В дальнейшем набор экспе-

риментальных данных может быть использован для определения количественной зависимости параметров θ и φ от степени интегрального облучения, свойств покрытия, типа элемента, тепловых нагрузок и т. п.

- Васильев А. М., Ландсман А. П. Полупроводниковые фотопреобразователи. — М.: Сов. радио, 1971.—246 с.
 Вернов С. Н. (ред.) Моделирование воздействия космической среды // Модель космического пространства. — М.: МГУ, НИИ ЯФ, 1983.—Т. 2.—770 с.
 Колтун М. М. Солнечные элементы / Под ред. Н. С. Лидоренко. — М.: Наука, 1987.—92 с.
 Куландин А. А., Тимашев С. В., Иванов В. П. Энергетические системы космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1972.—428 с.
 Присняков В. Ф., Приснякова Л. М. Модель процесса удержания информации в памяти человека // Психол. журн.—1984.—5, № 4.—С. 29—36.
 Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей / Пер. с англ. под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1983.—360 с.
 Фаренбрюх А., Бьюб Р. Солнечные элементы: Теория и эксперимент / Пер. с англ. под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1987.—280 с.
 Эллиот Дж. Фотоэлектрические преобразователи энергии // Прямое преобразование энергии. — М.: Мир, 1969.—360 с.
 Curtin D. J., Statler R. L. 7 the Internsociety Energy Conversion Engineering Conf., Sept. 25—29, 1972.
 Curtis H., et al. Early Results from PASP Plus Flight Experiment, Proc. 1st WCPEC (in press).
 Goodbody C., Kimber R. The Defence Research Agency Photovoltaic Programme / World Solar Summit High Efficiency Solar Generators Workshop, Sophia Antipolis, France, 30—31 October, 1995.
 Jain R. K., Flood D. J., Weinberg I. Indium phosphide Space Solar Cell Research: where where where we are going // Fouth European Space Power Conf. Vol 2, pp. 463, Poitiers, France, 4—8 Sept., 1995, ESA, SP-369, Sept. 1995.
 Marvin D. C., Curtis H., Piszczov M., et al. Flight Data from the PASP-Plus experiment / Fouth European Space Power Conf., Poitiers, France, 4—8 Sept., 1995, Proceed., v.2.—592 p.
 Picciano W. I., Reitman R. A., Grant R. J. 8th IEEE Photovoltaic Specialists Conf. August 4—6, 1970.—P. 221.
 Weiner H. Advance Secondary Power Systems Branch, Research and Development, Mc. Donnell Douglas Astronautics Comp. western Division, Santa Marica, Calif., IECEC, 1969.

ON THE DEGRADATION OF SOLAR BATTERIES ABOARD SPACE VEHICLES

V. F. Prisniakov

Decrease in the efficiency of solar batteries on spacecraft under the influence of space radiation is studied. A simple mathematical model describing the process of photoconverter degradation is suggested. The fit between calculations with the formula $I + (1 - \varphi)\exp(-\tau/\theta)$ and experimental data is analyzed. The numerical values of the parameters θ and φ found from the analysis allow the estimation of temporal changes in the output characteristics of solar batteries aboard satellites and other spacecraft at the design stage.

УДК 629.78

О критериях оценки массовых и стоимостных характеристик космических фотопреобразователей

В. Ф. Присняков

Дніпропетровський державний університет

Надійшла до редакції 19.02.96

Аналізується дані про зміни в часі коефіцієнтів питомої потужності та питомої вартості сонячних космічних фотоперетворювачів. Пропонуються апроксимаційні формули для їх прогнозу. Попро-
нується новий критерій, що враховує вартісні та масові характеристики сонячних батарей космічних апаратів.

ВВЕДЕНИЕ

Солнечные элементы появились в 1953 г., когда ощущалась потребность в фотоэлектрическом преобразователе энергии. Однако первое практическое применение показало экономическую нецелесообразность использования такого источника для наземных целей. Появление спутников стимулировало интерес к солнечным элементам вообще и к наиболее изученным тогда кремниевым элементам в частности. Их технология быстро развивалась, и цены на них начали падать. Выделились две ветви развития фотоэлементов: для нужд космической энергетики и для использования в качестве составной части наземной солнечной энергетики. Важнейшими требованиями к фотоэлементам первого направления были как можно большой к. п. д.; повышенная радиационная стойкость; приемлемая удельная мощность (масса солнечных батарей, приходящаяся на единицу генерируемой мощности); как можно меньшая стоимость (в последнее время). Главнейшими критериями создания фотоэлементов для наземных целей были повышенный к.п.д. и дешевизна — низкая удельная стоимость (стоимость производимой единицы мощности энергии).

Необходимо отметить, что космическая энергетика идет по пути увеличения мощности энергоуста-

новок. Прогноз развития этой мощности (рис. 1) описывается следующей формулой (Prisniakov, 1991):

$$N = 10^{(\tau - \tau_1)/\theta_1}, \quad (1)$$

где $\tau_1 = 1968$ г., $\theta_1 = 11$ лет — постоянная времени процесса увеличения мощности космических энергоустановок (КЭУ). Как видно, например, к 2000 г. ожидается мощность КЭУ порядка тысячи киловатт.

Выход на первые роли стоимостных факторов в космической индустрии потребовал от конструкто-

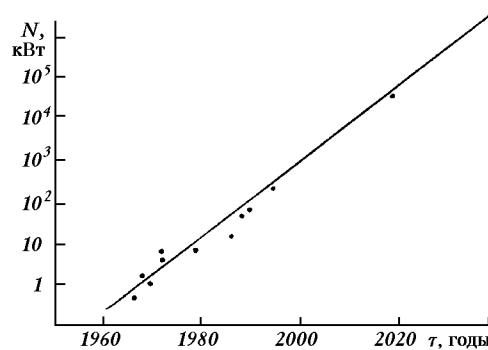


Рис. 1. Развитие мощности космических энергоустановок: точки — мощность имеющихся и проектируемых установок; прямая линия — расчет по формуле $N = 10^{(\tau - 1960)/11}$

ров рассмотрения критериев, основанных прежде всего на двух параметрах: коэффициенте удельной мощности $P_1 = P/m$ и коэффициенте удельной стоимости $C_1 = C/P$ (P — мощность, m — масса, C — стоимость солнечных батарей).

КОЭФФИЦИЕНТ УДЕЛЬНОЙ МОЩНОСТИ

К настоящему времени накоплено достаточно большое число данных о величине мощности P_1 , вырабатываемой единицей массы солнечных батарей. Часть из этих данных представлена на рис. 2. Видно, что в первые годы развития космической энергетики на орбите вырабатывалось приблизительно 3 Вт электроэнергии на 1 кг массы фотопреобразователей, а за последующие 20 лет коэффициент P_1 вырос более чем на порядок.

В первом приближении изменение массовых характеристик фотопреобразователей (в основном из кремния) может быть описано следующей формулой:

$$P_1 = P_0 \exp[(\tau - \tau_2)/\theta_2], \quad (2)$$

где $P_0 = 5.6$ Вт/кг; $\tau_2 = 1960$ г.; $\theta_2 = 11.75$ лет — постоянная времени процесса увеличения коэффициента P_1 (близкая к постоянной времени θ_1 увеличения мощности КЭУ).

Коэффициент удельной мощности зависит прежде всего от типа солнечных элементов и материала полупроводникового материала. В последнее время появились новые данные (Goodbody, Kimber, 1995) по величине P_1 для гибких и жестких элементов солнечных космических батарей (мощность 8.7 кВт), изготовленных из различных материалов (см. табл. 1).

В работе Bebermeier et al. (1995) приводятся улучшенные (BOL и EOL) массовые характеристики другого состава фотопреобразователей. Эти характеристики несколько различаются для разных времен существования батарей — 5 лет или 15 лет

Таблица 1. Значение коэффициента P_1 для разных типов элементов и полупроводниковых материалов

Тип элементов	P_1 , Вт/кг	
	Гибкая конструкция	Жесткая конструкция
Si BSR	41.4	32.2
Si BSFR	52.7	25.9
Si HiETA	50	39.5
GaAs/Ge	58	50
GaInP/GaAs/Ge	70	58

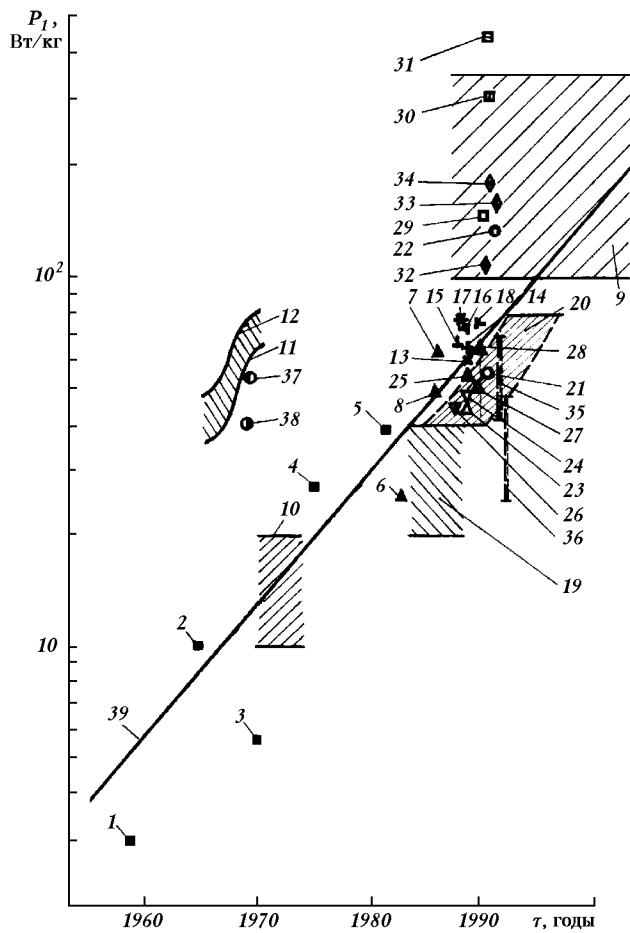


Рис. 2. Изменение экспериментальных значений удельной мощности P_1 для солнечных батарей различных спутников: 1 — Vanguard; 2 — Mariner; 3 — Skylab; 4 — Venus Orbiter; 5 — TDRSS; 6 — Space Telescope; 7 — SEPS (GaAs/Ge); 8 — SEPS (Si); 9 — цель NASA; 10 — данные Квасников, Васильев (1972); 11, 12 — данные прогноза (Luft, Boring, 1968), соответственно для элементов с каптоновым материалом и с чистым каптоном; 13—18 — характеристики улучшенного варианта по программе BOL кремниевых элементов спутника GEO, соответственно (Bebermeier et al., 1995): 8.02R; 2HI-R/200; 2THI-R/100; IOHI-RTA 2/200; IOHI-RTA2/100; GaAs/Ge; 19 — параметры жестких солнечных элементов по данным (Вернов, 1983); 20 — прогноз параметров гибких батарей по (Вернов, 1983); 21, 22 — стандартные кремниевые элементы PPF и EuroSat (Hilgarth et al., 1995); 23—28 — то же, как в 13—18, но по программе EOL; 29—31 — соответственно параметры ультратонких GaAs элементов PPF, EOS, EuroSat (Hilgarth et al., 1995); 32—34 — то же для GaAs/Ge элементов (Hilgarth et al., 1995); 35 — параметры пяти гибких панелей мощностью 8.7 кВт из Si, GaAs/Ge, GaInP/GaAs/Ge (Goodbody, Kimber, 1995); 36 — параметры трех жестких панелей (Goodbody, Kimber, 1995); 37 — тонкопленочные элементы на основе CdS (прогноз Luft, Boring (1968)); 38 — солнечные элементы для лунной базы (ожидаемая величина по прогнозам Robertz, Miller (1969)); 39 — расчет по формуле $P_1 = 5.6 \exp[(\tau - 1960)/11.75]$.

Таблица 2. Значение коэффициента P_1 (Вт/кг) для разных элементов и технологий

Тип элемента	5 лет		15 лет		BOL	EOL	Литературный источник
	BOL	EOL	BOL	EOL			
8.02. R	53.5	45	64/60	47.5/43.6			(Bebermeier, 1995) / (Bebermeier et al., 1995)
ZHi—R/200	53	45	63/63.5	47.5/47			(Bebermeier, 1995) / (Bebermeier et al., 1995)
10THI—ETA/200	62	46	75	49			
GaAs/Ge	70	63	74/75	61.5/67			(Bebermeier, 1995) / (Bebermeier et al., 1995)
GaInP/GaAs/Ge	106	93	104	83			
UT—GaAs/100	108.5	93	113	81			
UT—GaAs/200	100	84	101	77			
UT—GaInP/GaAs/10	142/122	—	142.5	102			
2THI—R/100				66	53.5		(Bebermeier et al., 1995)
10Hi—ETA 2/200				73	45.5		(Bebermeier et al., 1995)
10Hi—ETA 2/100				75	51		(Bebermeier et al., 1995)
Si (200 мкм)				65	45		(Ralph, 1995)
Si (67 мкм)				87.7	53.5		(Ralph, 1995)
GaAs/Ge				87	63		(Ralph, 1995)
MJ Cascade (137 мкм)				103	77.5		(Ralph, 1995)
MJ Cascade (137 мкм)				118	88.5		(Ralph, 1995)
Тонкопленочные				89	67.6		(Ralph, 1995)
Тонкопленочные				64	48.3		(Ralph, 1995)

Таблица 3. Значение коэффициента P_1 (Вт/кг) для разных генераторов

Тип солнечного элемента	Тип генератора		
	PPF	EOS	Europe Sat
Стандартный кремний	55	—	135
Сверхтонкие галлий-арсенидовые модули	155	325	480
GaAs/Ge	105	65	175

(для геостационарной орбиты). Большинство данных об коэффициенте P_1 солнечных преобразователей западноевропейского производства сведены в табл. 2. Видно, для времени существования 15 лет характеристики лучше, чем для пятилетнего срока). Сложные по составу полупроводниковые солнечные элементы имеют существенно лучшие (почти в два раза) массовые характеристики.

Представляет интерес и сравнение массовых характеристик по коэффициенту P_1 для различных типов солнечных генераторов. Эти данные сведены в табл. 3 (по Hilgarht, et al., 1995).

УДЕЛЬНАЯ СТОИМОСТЬ

Если высокая стоимость солнечных элементов была основным препятствием для широкого использования в наземных условиях, то в последнее время требование снижения стоимости выходит на первое место и для космической энергетики. Поэтому проанализируем тенденции снижения стоимости солнечных фотопреобразователей со временем, т. е. с усовершенствованием технологии и увеличением объема производства. На рис. 3 собраны имеющиеся данные о величине коэффициента удельной мощности C_1 . Большой разброс данных объясняется сложностью сведения стоимости в ценах одного какого-то определенного года. Для ряда космических энергоустановок это удалось сделать, и мы имели возможность аппроксимировать зависимость коэффициента C_1 от текущего времени формулой

$$C_1 = C_0 \exp[-(\tau - \tau_2)/\theta_2], \quad (3)$$

где $C_0 = 5.9 \cdot 10^3$ \$/Вт, $\tau_2 = 1960$ г., $\theta_2 = 11.75$ лет.

Удельная стоимость солнечных элементов обычно определяется для единицы производимой мощности. В последнее время ее величинадается по стоимости единицы поверхности солнечных элементов. Это вносит путаницу и вызывает трудности в сравнительной оценке различных типов элементов. Поэтому имеет смысл перейти к комбинации

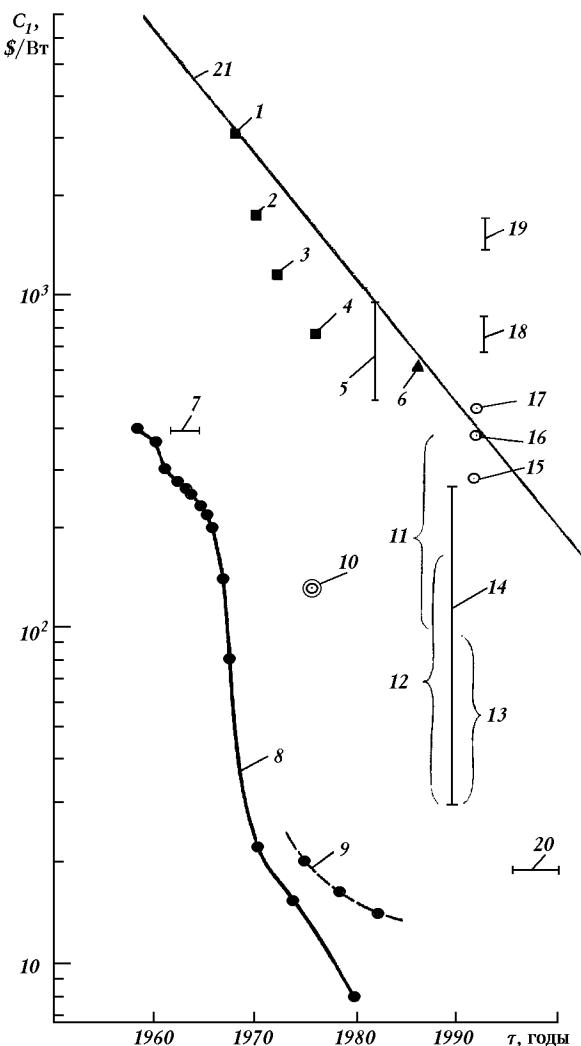


Рис. 3. Изменение удельной стоимости C_1 по опытным данным (Goodbody, Kimber, 1995) по годам для солнечных батарей спутников: 1 — Mariner-67; 2 — Mariner-59; 3 — FRUSA; 4 — Venus Orbiter; 5, 14 — информация о промышленной оценке; 6 — SESP; 7, 8 — кремниевые элементы, соответственно по данным Куландина и др. (1972) и Фаренбрух, Бьюб (1987); 9 — солнечные батареи (Фаренбрух, Бьюб, 1987) (без учета инфляции); 10 — космические солнечные батареи по данным Фаренбрух, Бьюб (1987) (без учета инфляции); 11 — тонкопленочные солнечные батареи; 12 — элементы с концентраторами; 13 — концентратор + тонкопленочные элементы; 15 — тонкопленочные элементы; 16 — Si; 17 — GaAs/Ge; 18 — данные по жестким солнечным батареям Si, GaAs/Ge, GaInP/GaAs/Ge (Goodbody, Kimber, 1995); 19 — данные по тем же солнечным батареям, но в гибком исполнении (Goodbody, Kimber, 1995); 20 — цель NASA по оптимальной величине C_1 ; 21 — расчет по формуле $C_1 = 5.9 \cdot 10^3 \exp[-(\tau - 1960)/11.75]$

Таблица 4. Значения коэффициента V_1 , полученные по данным Goodbody, Kimber (1995)

Тип элементов	V_1 , \$/кг	
	Гибкая конструкция	Жесткая конструкция
Si BSR	71	23
Si BSFR	92.1	28.5
Si HiETA	90.3	35.2
GaAs/Ge	90	47.1
GaInP/GaAs/Ge	104	53.3

Таблица 5. Значения коэффициента V_1 для различных типов элементов, полученные по оценочным и расчетным данным (Ralph, 1995)

Тип элемента	V_1 , \$/кг		
	Оценочные данные	Расчеты	
		BOL	EOL
Si 200 мкм	21.6	19.5	19.5
Si 67 мкм	128.2	26.3	26.3
GaAs/Ge 137 мкм	111	42.1	42.1
MJ Cascade 137 мкм	133	47.4	47.6
MJ Cascade 137 мкм	139	49	49.1
Тонкопленочный	100	22.5	22.7
Тонкопленочный	100	22.6	22.6

рассмотренных критериях P_1 и C_1 , точнее к их произведению, определяющему стоимость единицы массы элемента:

$$V_1 = P_1 C_1. \quad (4)$$

Величину V_1 можно найти после подстановки в выражение (4) формул (2) и (3):

$$V_1 = P_0 C_0 \approx 3.3 \cdot 10^4 \text{ $/кг}. \quad (5)$$

Получился в определенной степени парадоксальный результат: коэффициент удельной стоимости массы солнечных элементов изменяется в основном только вследствие инфляции, оставаясь для определенного типа материала на протяжении длительного времени постоянной величиной.

Представленный выше результат по величине V_1 относится в основном к кремниевым элементам жесткой конструкции. Значения коэффициента V_1 для различных составов солнечных элементов, различных конструкций и задач приведены нами в табл. 4 и 5. Заметим, что данные, приведенные в табл. 4, получены по параметрам 8.7 кВт солнеч-

ной батареи для спутника LEO при пятилетнем функционировании (Goodbody, Kimber, 1995). Видно, что гибкая конструкция более чем в два раза дороже, чем жесткая. Отметим, что для гибкой конструкции $V_1 \approx 9 \cdot 10^4$ \$/кг.

Анализ данных, представленных в табл. 5, показывает, что в стоимостном отношении переход к тонкопленочным элементам существенно дешевле, чем использование каскадных модулей или элементов на основе GaAs/Ge.

Использование критерия V_1 в ряде случаев более целесообразно, чем критериев C_1 и P_1 . Например, оценка эффективности перехода к GaAs/Ge-элементам дает увеличение к. п. д. в 1.5 раза, но при увеличении стоимости 1 кг в два раза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представленный анализ позволяет прогнозировать развитие массово-стоимостных характеристик солнечных элементов, используемых в КЭУ. Предложенные аналитические зависимости дают возможность оценивать массовые и стоимостные коэффициенты будущих установок. Накопление данных по величине коэффициентов P_1 , C_1 , V_1 позволит более корректно выбирать проектные параметры космических объектов.

Вернов С. Н. (ред.) Модель космического пространства. — М.: МГУ, 1983.—Т. 2. Моделирование воздействия космической среды.—770 с.

Квасников А. В., Васильев Ю. Б. Энергетические установки, электрореактивные космические двигательные установки. — М.: МАИ, 1972.—90 с.

Куландин А. А., Тимашев С. В., Иванов В. П. Энергетические системы космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1972.—428 с.

Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных бата-

- рей / Пер. с англ. под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1983.—360 с.
- Фаренбрух А., Бьюб Р. Солнечные элементы: Теория и эксперимент / Пер. с англ. под ред. М. М. Колтуна. — М.: Энергоатомиздат, 1987.—280 с.
- Bebermeier H. 5mm GaAs- module and Solar array technology // Proc. ESA SP-369, Sept. 1995.—Vol. 2.—P. 505—508.
- Bebermeier H., Rasch R., Fernandez E., et al. Advanced Silicon Solar cells: HI-ETA Pilot line and High fluence particle irradiation Tests // Proc. European Space Power Conf., Poitiers, France, 4—8 Sept., 1995.—Vol. 2.—P. 462—470.
- Robertz I. E., Miller I. L. Advanced desing modules for lunar Surface array power systems, Santa Monica, California, IECEG, 1969.
- Goodbody C., Kimber R. The Defence Research Agency Photovoltaic Programme // World Solar Summit High Efficiency Solar Generators Workshop; Sophia Antipolis, France, 30—31 October, 1995.
- Hilgarth J., Brann M., Frese Y., et al. Integral thin film GAAS Solar Cell modules with integrated protection diodes // Proc. European Spase Power Conf., Poitiers, France 4—8 Sept., 1995.—1995.—Vol. 2.—P. 459—462.
- Prisniakov V. SPS interest and Studies in USSR, Second Intern. Symp., SPS 91 "Power from Space", Paris, 27—30 August 1991.—P. 36—44.
- Luft W., Boring R. A. TRW Systems Group, IECEC, 1968.
- Ralph E. L. High effeciency Solar Cell Arrays System Trade-offs World Solar Summit, High Efficiency Solar Generators Workshop, Sophia Antipolis, France, 30—31 Oct., 1995.
- Yamaguchi M. Prospects of Super High Efficiency Solar, Cells and Japanese Programs of Them // World Solar Summit, High Efficiency Solar Generators Workshop, Sophia Antipolis, France, 30—31 Oct., 1995.

ON CRITERIA FOR ESTIMATING THE MASS AND COST CHARACTERISTICS OF PHOTOCONVERTERS USED IN SPACE VEHICLES

V. F. Prisniakov

Data on temporal changes in the specific power coefficient and specific cost of solar photoconverters used in space vehicles is analyzed. Approximation formulae for forecasting the changes are suggested. A new criterion that takes into account the cost and mass characteristics of spacecraft solar batteries is proposed.