

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 19
3(82) + 2013

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ ЗА РІК + КИЇВ



ЗМІСТ

- Кислюк В. С.* Космічні дослідження Місяця: сучасний стан та перспективи (огляд) 5
- Соколовська А. В., Суханов К. Ю., Федоровський О. Д.* Використання космічної інформації ДЗЗ для моделювання впливу складових урболандшафту на екологічний стан території міста Києва 21
- Федоренко А. К.* Акустическая и гравитационная составляющие волновых возмущений в высокоширотной термосфере 27
- Кришталь А. Н., Герасименко С. В., Войцеховская А. Д.* Генерация кинетических ионно-звуковых волн в предвспышечной атмосфере активной области на Солнце 37
- Клименко Ю. А., Семенов О. В., Беспалова А. В., Пруцко Ю. В., Малетин Ю. А., Стрижакова Н. Г., Зелинский С. А., Тычина С. А., Дробный Д. М., Неймаш В. Б., Порошин В. Н., Поварчук В. Ю.* Радиационная восприимчивость суперконденсаторов и перспективы их космического применения 47

CONTENTS

- Kislyuk V. S.* Space exploration of the Moon: current status and future prospects (review) 5
- Sokolovska A. V., Sukhanov K. Yu., Fedorovskyi O. D.* The use of Earth remote sensing information for estimation of the urban landscape influence on the ecological condition of the Kyiv territory 21
- Fedorenko A. K.* Acoustic and gravity components of wave disturbances in the high-latitude thermosphere 27
- Kryshtal A. N., Gerasimenko S. V., Voitsekhovska A. D.* Generation of kinetic ion-acoustic waves in preflare atmosphere of a solar active region 37
- Klymenko Yu. O., Semeniv O. V., Bezpalova A. V., Prutsko Yu. V., Maletin Yu. A., Stryzhakova N. G., Zelinskyi S. O., Tychyna S. O., Drobnyi D. M., Neymash V. B., Poroshin V. N., Povarchuk V. Yu.* Radiation susceptibility of supercapacitors and prospects for their space applications 47

Кузьков С. В., Кузьков В. П., Соднік З., Воловик Д. В., Пуха С. П., Клещонок В. В. Система наведення і супроводження для фотометричних та координатних вимірювань високоорбітальних супутників

61 Kuzkov S. V., Kuzkov V. P., Sodnik Z., Volovyk D. V., Pukha S. P., Kleshchonok V. V. A precise pointing and tracking system for photometric and coordinate measurements of high-Earth-orbit satellites

НАШІ АВТОРИ

68 OUR AUTHORS

НОВИНИ КОСМІЧНИХ АГЕНТСТВ СВІТУ

70 NEWS FROM SPACE AGENCIES

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.

Підписано до друку 06.06.13. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс.
Ум. друк. арк. 7,77. Обл.-вид. арк. 8,16. Тираж 100 прим. Зам. № 3602.

Оригінал-макет виготовлено та тираж видруковано Видавничим домом «Академперіодика» НАН України,
01004, Київ, вул. Терещенківська, 4

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

*1 липня 2013 р. виповнюється 70 років
членові редколегії журналу
«Космічна наука і технологія»,
заступнику директора Львівського центру
Інституту космічних досліджень
Національної академії наук України та
Державного космічного агентства України,
доктору технічних наук,
Заслуженому діячеві науки й техніки України,
лауреату Державної премії України
в галузі науки і техніки
Валерію Євгеновичу КОРЕПАНОВУ*

*Редакційна колегія журналу сердечно вітає
Валерія Євгеновича з ювілеєм,
і зичить йому міцного здоров'я та наснаги
для здійснення усіх його творчих задумів*

УДК 523.3:001.18

В. С. Кислюк

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

КОСМІЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ МІСЯЦЯ: СУЧАСНИЙ СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ (ОГЛЯД)

подається огляд основних результатів космічних місій до Місяця упродовж періоду «Повернення до Місяця» (кінець ХХ ст. — сьогодення). Проведено аналіз реалізованих місячних проєктів та розглянуто плани досліджень Місяця за допомогою космічних апаратів на найближчу перспективу.

ВСТУП

22 серпня 1976 р. АМС «Луна-24» доставила на Землю останню порцію місячного ґрунту вагою 170 г, добутого в результаті обертово-ударного буріння до глибини близько двох метрів в районі південно-східної околиці Моря Криз. Цією місією було завершено майже 18-річний період космічної ери дослідження Місяця, названий «Золотою порою» [7]. В цей час вперше в історії людства були здобуті епохальні досягнення: попадання в Місяць («Луна-2»), фотографування його зворотного боку («Луна-3»), м'яка посадка на місячну поверхню («Луна-9»), запуск штучного супутника Місяця («Луна-10»), пілотований обліт Місяця («Аполлон-8») та висадка астронавтів на його поверхню («Аполлон-11»), автоматична доставка зразків місячного ґрунту на Землю («Луна-16»), робота дистанційно керованого місяцехода («Луноход-1», доставлений КА «Луна-17»).

Політ «Луна-24» знаменний ще й тим, що вже тоді, 37 років тому, в доставлених на Землю зразках місячного ґрунту була виявлена вода [3]. Це відкриття було настільки несподіваним, що його автори заявили про це дуже обережно, поставивши знак запитання в заголовку статті [1]. Лише через 18 років потому, з польотом КА «Клементина» стало актуальним питання наявності води на

Місяці, з пошуками якої так чи інакше пов'язані всі подальші місячні місії.

Після польоту зонда «Луна-24» настало тривале затишшя у дослідженнях Місяця за допомогою космічних апаратів, які відновилися лише в останнє десятиріччя ХХ ст. Розпочався новий етап місячної гонки, відомий тепер як «Повернення до Місяця». В даному огляді йтиметься про стан та найближчі перспективи виконання космічних місій з дослідження Місяця з часу відновлення інтересу до природного супутника Землі. Спочатку нагадаємо коротко про перші космічні місії, здійснені на цьому етапі (табл.1).

РЕАЛІЗОВАНІ ПРОЕКТИ КІНЦЯ ХХ — ПОЧАТКУ ХХІ СТОЛІТЬ

20 липня 1989 р., в день 20-ї річниці першої посадки КА «Аполлон» з астронавтами на місячну поверхню, президент США Джордж Буш-старший оголосив програму SEI (*Space Exploration Initiative*), покликану прискорити пілотовані дослідження Сонячної системи, починаючи з активного освоєння Місяця [41]. Ця відозва стимулювала проведення наукових досліджень та науково-технічних розробок, спрямованих на створення передумов для побудови в недалекому майбутньому багатопрофільних місячних баз. З ініціативи НАСА (*National Aeronautics and Space Administration*) розпочалось здійснення програми «Дискавері» (*Discovery*), призначеної для планомірного дослідження об'єктів Сонячної системи.

На сьогодні реалізовано 12 проектів цієї програми, в тому числі два місячні: «Лунар Проспектор» і GRAIL.

Першою країною, яка порушила тривале затишшя у дослідженнях Місяця, стала Японія.

MUSES-A (*Mu-launched Space Engineering Satellite*) — перший місячний зонд, запущений Японією 24 січня 1990 р. на високоорбітальну навколосезну еліптичну орбіту (з апогеєм близько 500 тис. км) [43]. Відразу після запуску він був перейменований на «Hiten», який здійснивши три оберти по орбіті, випустив мініатюрний (діаметром 30 см) супутник Місяця «Hagoromo» (невдовзі єдиний прилад на ньому — температурний датчик — відмовив, і зв'язок з супутником було втрачено). Після запуску космічного експреса «MUSES-A/Hiten/Hagoromo», головною метою якого була перевірка і відпрацювання космічної техніки, Японія стала четвертою космічною державою світу, притому третьою країною, апарат якої був доставлений на Місяць, а також першою, яка порушила затишшя після «Золотої пори».

На виклик Японії відповіли Сполучені Штати Америки, відправивши до Місяця один за другим космічні апарати «Клементина» та «Лунар Проспектор».

«**Клементина**» (Clementine) — спільна місія Командування повітряно-космічної оборони Північної Америки і НАСА [32]. Запуск здійснено 25 січня 1994 р. з метою вивчення астероїдів при зближенні з ними. Проте основною програмою для нього стали дослідження Місяця. Зонд був оснащений чотирма знімальними камерами, а також лазерним альтиметром. Здобуті ним дані дали змогу вивчити багато питань, зокрема

уточнення моделей гравітаційного поля та топографії Місяця; побудови глобальної тривимірної моделі будови місячної кори; визначення складу морських базальтів на зворотному боці Місяця; дослідження басейну «Південний полюс — кратер Ейткен»; даних, які свідчать про можливість існування запасів водяного льоду у приполярних «холодних пастках» (проведено бістатичний експеримент з виявлення водяного льоду).

«**Лунар Проспектор**» (Lunar Prospector) — третя з місії згаданої вище програми НАСА «Дискавері» — був запущений 7 січня 1998 р. [13]. Завданням цього КА було: дослідження з низької полярної орбіти складу поверхневих порід Місяця, відкладень льоду в його полярних областях, вивчення детальної структури гравітаційного і магнітного полів Місяця та короткотривалих явищ, пов'язаних з процесами дегазації місячних порід. Все це виконувалось за допомогою п'яти інструментів, встановлених на борту КА (гамма- і нейтронний спектрометри, магнетометр/електронний рефлектометр, спектрометр альфа-частинок). Одним з основних був гравітаційний експеримент, пов'язаний з падінням КА у кратер («холодну пастку») на південному полюсі Місяця з імовірним заляганням водяного льоду, яке відбулось 30 липня 1999 р. Проте підтвердження наявності води (льоду) не було отримано.

SMART-1 (*Small Missions for Advanced Research in Technology — SMART-1*) був запущений 28 вересня 2003 р. в рамках першої місячної програми Європейського Космічного Агентства (ЄКА), [20]. Одне з основних призначень місії полягало у відпрацюванні нових технологій для реалізації майбутніх космічних польотів за допомогою малопотужних плазмових двигунів, які вико-

Таблиця 1. Повернення до Місяця: реалізовані проекти кінця XX ст. — початку XXI ст.

Назва КА	Країна	Запуск	Завершення роботи	Примітка (координати місця падіння на Місяць)
MUSES-A/Hiten «Hagoromo»	Японія	24.01.1990 р. ?	10.04.1993 р. 21.02.1990 р.	34.3°S, 55.6°E зв'язок втрачено
«Клементина»	США	25.01.1994 р.	07.05.1994 р.	спрямований до астероїда Географ (загубився)
«Лунар Проспектор»	США	01.01.1998 р.	31.07.1999 р.	87.7°S, 42.1°E (кратер Шумейкер)
SMART-1	ЄКА	30.09.2003 р.	03.09.2006 р.	34.4°S, 46.2°W

ристовують сонячну енергію для іонізації газу (в КА SMART-1 використовувався ксенон). Більше року КА рухався по навколоземній спіралі, поступово розкручуючи її за допомогою такого двигуна, доки не досягнув 15 листопада 2004 р. низької полярної навколomisячної орбіти для виконання топографічних, хімічних і мінералогічних досліджень Місяця. На цій орбіті SMART-1 перебував до вересня 2006 р. До складу його наукової апаратури входили сім приладів, в тому числі компактний рентгенівський спектрометр D-CIXS, камера з високим просторовим розділенням AMIE, дифракційний ІК-спектрометр SIR. З вересня 2006 р. SMART-1, який перебував поблизу периселенію, припинив своє існування (упав на поверхню Місяця).

ГЛОБАЛЬНА СТРАТЕГІЯ ДОСЛІДЖЕННЯ МІСЯЦЯ

14 січня 2004 р. президент США Джордж Буш-молодший виступив у штаб-квартирі НАСА з новою ініціативою з освоєння космічного простору (*Vision for Space Exploration*), орієнтованою на відновлення пілотованих польотів на Місяць та його активне освоєння, а також організацію експедицій на Марс та інші планети Сонячної системи. Ця ініціатива викликала широкий резонанс у світі. Створення населеної бази на Місяці, у тому числі і як стартової платформи для

польотів до інших планет, стало першочерговим завданням цієї програми.

Нова ініціатива США виникла не на голому місці. Це була відповідь на нові виклики у місячній гонці, як це було в 1961 р. (народження програми «Аполлон» [6]). На цей раз каталізатором стали такі події: 1) успішно здійснений в 2003 р. згаданий уже експеримент ЄКА SMART-1; 2) заява Китаю про серйозні наміри щодо здійснення розгорнутих планів дослідження Місяця після успішного польоту в 2003 р. першого китайського космонавта (тайконавта) Яна Лівей (Китай зайняв третє місце у світі як країна, що має власну пілотовану космонавтику); 3) заяви про місячні амбіції, з якими виступили також Японія та Індія.

«Сузір'я» («Constellation»). За ініціативи Дж. Буша в 2004 р. в США приступили до реалізації нової космічної програми «Сузір'я» [19], метою якої стало створення необхідної інфраструктури для забезпечення польотів нового космічного корабля до МКС, а також польотів на Місяць (у перспективі і на Марс), створення постійної бази на Місяці. Ця інфраструктура мала включати: новий пілотований 4-місний дослідницький корабель (ПДК) «Оріон»; важкі ракети-носії (РН) «Арес-1» і «Арес-5» для виводу ПДК відповідно на навколоземну орбіту та за її межі; місячний модуль «Альтаїр» — для по-

Таблиця 2. Повернення до Місяця: реалізовані проекти в рамках глобальної стратегії

Назва КА	Країна	Запуск	Завершення роботи	Примітка (координати місця падіння на Місяць)
«Селена-1/Кагуя» Rstar (Okina) Vstar (Ouna)	Японія	14.09.2007 р.	11.06.2009 р. 12.02.2009 р. 29.06.2009 р.	65.5° S, 80.4° E 25.0° N, 161° W перебуває на орбіті ?
«Чан'є-1»	Китай	24.10.2007 р.	01.03.2009 р.	1.5° S, 52.4° E
«Чандраян-1» MIP	Індія	22.10.2008 р. 14.11.2008 р.	29.08.2009 р. 14.11.2008 р.	втрачено зв'язок 89.9° S, 0.0° E (кратер Шеклтон)
LRO LCROSS	США	18.06.2009 р.	09.10.2009 р.	продовжує роботу 84.9° S, 35.5° W (кратер Кабео)
«Чан'є-2»	Китай	01.10.2010 р.	08.06.2011 р. 13.12.2012 р.	спрямований в точку Лагранжа L2 проліт мимо астероїда 4179 Таутатис
GRAIL GRAIL A (Ebb) GRAIL B (Flow)	США	10.09.2011 р.	17.12.2012 р.	75.6° N, 26.6° W упав першим упав другим

садки на Місяць і злету з нього. Планувалося до 2020 р. побудувати на Місяці базу і приступити до підготовки польоту на Марс. Проте на початку 2011 р. рішенням президента США Барака Обами в зв'язку з дефіцитом бюджету фінансування програма «Сузір'я» була призупинена. Незважаючи на це, НАСА продовжує роботу за дещо зміненою програмою, залучаючи кошти приватних компаній.

Нова хвиля досліджень Місяця за допомогою космічних апаратів розпочалася в 2007 р. З того часу Місяць вивчали космічні апарати Японії, Китаю, Індії та США. Спільною ознакою всіх цих КА є те, що всі вони є полярними супутниками Місяця, оснащеними 3D-камерами високої роздільної здатності, а також лазерними альтиметрами, які забезпечують детальне вивчення топографії місячної поверхні, необхідне для подальшого освоєння Місяця. Розглянемо детальніше ці (реалізовані на сьогодні) проекти в порядку їхнього виконання. Основні відомості про них наведено у табл. 2.

ДОВГОСТРОКОВА МІСЯЧНА ПРОГРАМА ЯПОНІЇ

Вивченням різних можливостей космічних досліджень Місяця японські інженери займалися ще у період виконання програми НАСА «Аполлон», а з середини 1980-х рр. вони приступили до розробки проектів «Lunar-A» і SELENE з тим, щоб запустити їх на початку XXI ст. Реалізація в 1990 р. згаданого вище проекту «MUSES-A/Hiten» стало першим кроком на шляху Японії до Місяця.

«Лунар-А». Завданнями проекту місії «Лунар-А», розробка якого розпочалася в 1993 р., були крім детального знімання місячної поверхні, ще й моніторинг місячних землетрусів (селенотрусів), вимірювання підповерхневих термальних властивостей і теплових потоків, а також вивчення внутрішньої будови Місяця. Для цього планувалося оснастити «Лунар-А» знімальною камерою і двома пенетраторами, обладнаними сейсмометрами і приладами для вимірювання теплових потоків [29]. Проте розробка пенетраторів виявилась надто складною технічною проблемою. Після багатократних перенесень запуску цього зонда на початку 2007 р.

Японія, відчувачи втрату темпу в новій місячній гонці, заявила про свій намір припинити розробку «Лунар-А» з метою зосередження зусиль на проекті SELENE [23, 37].

«Селена-1/Кагуя» (SELENE-1/Kaguya) — перша частина (безпілотний зонд) японської 30-річної програми SELENE (*Selenological and Engineering Explorer*) створення бази на Місяці, реалізація якого також декілька разів відкладалася. Запуск здійснено 14 вересня 2007 р. [23]. «Кагуя» (так назвали перший КА з серії SELENE) складається з головного полярного супутника (орбітера) з висотою близько 100 км над поверхнею Місяця, на якому встановлено більшість приладів (всього їх налічується 14) та двох субсупутників на полярних еліптичних орбітах: супутника-ретранслятора Rstar (Окіна) (від 120 до 2395 км) для передачі на Землю сигналів від орбітера під час перебування його на протилежному від Землі боці Місяця і супутника Vstar (Оюна) (від 129 до 792 км) для здійснення диференціальних радіоінтерферометричних спостережень. Застосування VLBI-вимірювань особливо ефективно в лібраційній зоні Місяця, де вектор сили тяжіння перпендикулярний до напрямку на Землю, що різко зменшує можливості доплерівських вимірювань. Принцип роботи трьох супутників системи «Кагуя» показано на рис. 1.

Прилади на «Кагуї» призначені для: топографічної і глобальної мінералогічної зйомки місячної поверхні, вивчення розподілу хімічних елементів, визначення мінерального складу ґрунту, отримання даних про надра Місяця, дослідження місячного довкілля та спостережень Землі, а також відпрацювання технологій майбутніх місячних досліджень.

Найголовнішим досягненням КА «Кагуя» є виконані ним геодезичні (селенодезичні) вимірювання Місяця за допомогою субсупутників Окіна і Оюна, а також лазерного альтиметра LALT (роздільна здатність 5—10 м). За допомогою цих інструментів отримані такі результати: 1) точні визначення орбіт (з дециметровою точністю) за допомогою доплерівських VLBI-вимірювань; 2) детальне вивчення гравітаційного поля зворотного боку Місяця на основі 4-шляхових доплерівських вимірювань; 3) перше визначення

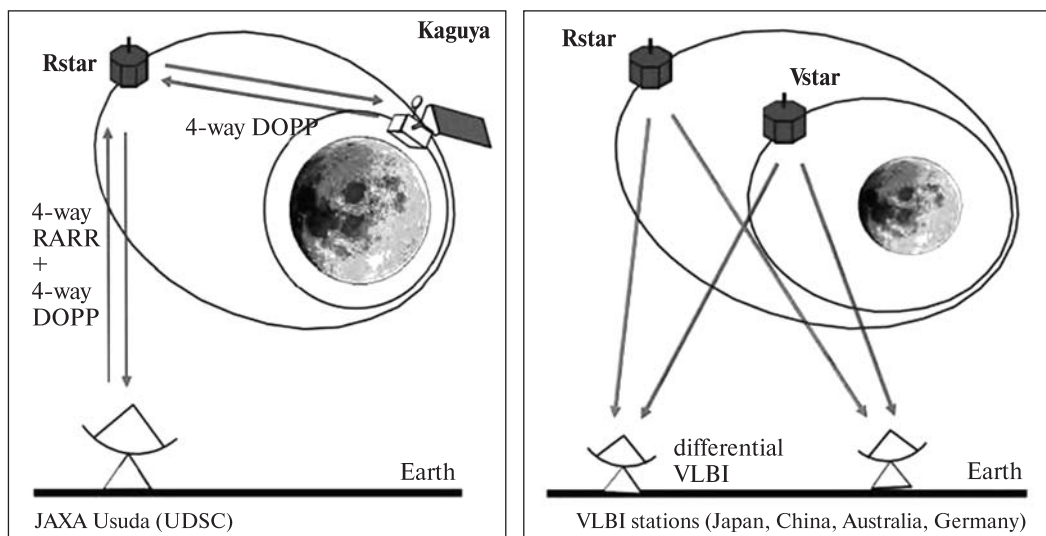


Рис. 1. Принцип роботи 2-шляхових (віддалемірних і доплерівських) та 4-шляхових доплерівських спостережень КА «Кагуя» з використанням Rstar (ліворуч), а також диференціальних VLBI-стежень між Rstar і Vstar (праворуч) [36]

топографії у високих широтах (вище $\pm 86^\circ$); 4) глобальні карти гравітаційних аномалій, товщини місячної кори та степені освітленості у північному і південному полярних регіонах [11, 28].

Крім того, «Кагуя» за допомогою стереокамери з розрізненням 10 м/пкл, першим «заглянув» в «холодну пастку» на південному полюсі (дно стратегічного кратера Шеклтон, температура нижче 90 К), проте очікуваного водяного льоду там не виявлено. Зроблено висновок про те, що покладів чистого водяного льоду на дні кратера немає. Цей лід, можливо, розсіявся і перемішався з ґрунтом або його там зовсім немає [22].

ДОВГОСТРОКОВА МІСЯЧНА ПРОГРАМА КИТАЮ

Космічні дослідження в Китаї розпочалися в 1956 р., за рік до запуску в СРСР першого штучного супутника Землі, і нині розвиваються дуже стрімко. Китай має чотири космодроми (три діючі, один в стадії будівництва), власну супутникову систему навігації, великий потенціал для запуску космічних апаратів — РН «Чанчжен» («Великий похід»). Успішно пройшла наземні випробування потужна РН «Чанчжен-5».

Китай плекає надію стати (до 2020 р.) другою країною, громадянин якої побуває на поверхні

Місяця, про що в жовтні 2000 р. було офіційно заявлено космічним агентством Китаю CNSA (*China National Space Administration*): «...наступні кроки на Місяці будуть китайськими» [39]. Китайська трифазна програма дослідження Місяця офіційно стартувала на початку 2004 р., коли керівництвом Китаю була затверджена її перша фаза (*Lunar Orbiting Exploration Project*), яка отримала назву «Чан'є» (Chang'e) [42].

Найамбітніша на сьогодні китайська програма «Чан'є» включає три етапи: 1) орбітальні польоти («Чан'є-1, -2»), 2) м'яка посадка («Чан'є-3, -4»), 3) автоматичне повернення зразків («Чан'є-5, -6»), після виконання яких плануються пілотовані польоти на Місяць.

«Чан'є-1» запущено 24 жовтня 2007 р., тобто через місяць після запуску японського апарата «Кагуя». «Чан'є-1» мав чотири наукові цілі: 1) отримання 3D-зображень місячної поверхні та побудова тривимірної топографічної карти Місяця для наукових і практичних цілей (в т. ч. визначення місць посадок майбутніх апаратів); 2) складання карт розподілу хімічних елементів (особливо стратегічних — титану, заліза та ін.); 3) оцінки глибинного розподілу елементів (особливо ізотопу гелій-3); 4) дослідження середови-

ща між Землею та Місяцем (наприклад «хвостової» області магнітосфери Землі).

Для розв'язання цих завдань на борту «Чан'є-1» було встановлено 25 приладів і пристроїв, зосереджених в шести групах інструментів, серед них такі: оптичні знімальні системи (ПЗЗ-стереокамера, інтерферометр-спектрометр, лазерний альтиметр, гамма/рентгенівський спектрометри, мікрохвильовий детектор, система моніторингу космічного оточуючого середовища (детектор сонячних часток високої енергії та іонний малоенергетичний детектор), система керування даними корисного навантаження [35, 42].

Провідні спеціалісти проекту вважають, що поставлені завдання були повністю виконані, а багато з досліджень, виконаних за допомогою «Чан'є-1», були здійснені вперше у світі. Зокрема, заслуговують на увагу нові селенодезичні результати: за допомогою лазерного альтиметра LAM (*Laser Altimeter Module*) побудовано високоточну топографічну карту Місяця, точність якої близька до 31 м по висоті і 0.25° (7 км) у плані. Отримано також параметри геометричної фігури та гравітаційного поля Місяця [35].

1 березня 2008 р. відбувся керований спуск «Чан'є-1» з орбіти.

«Чан'є-2» — другий китайський супутник Місяця, запущений 1 жовтня 2010 р., в день 61-ї річниці проголошення незалежності Китаю. На відміну від «Чан'є-1» запуск цього апарата був здійснений не з навколоремної орбіти, а безпосередньо на траєкторію польоту до Місяця. Основне науково-практичне завдання «Чан'є-2» полягало у виконанні зйомки з високим просторовим розділенням окремих районів місячної поверхні з огляду на вибір підходящого місця для посадки наступного апарата «Чан'є-3». Найімовірніше таким місцем стане Затока Райдуги, розташована на північно-західній окраїні Моря Дощів. Ця рівнинна, заповнена застиглою базальтовою лавою місцина цікава з погляду як балістики (безпечний спуск та посадка апаратів), так і селенології. Знімання ділянок Місяця (з розділенням 1.5 м), придатних для посадки наступних космічних апаратів, виконувалося з висоти 15 км. 8 листопада 2010 р. в Китаї доволі помпезно на урядовому рівні відбувалася цере-

монія показу знімків місячної поверхні, отриманих супутником «Чан'є-2».

В червні 2011 р. «Чан'є-2» успішно виконав заплановану програму і, зважаючи на не повністю використаний ресурс, був спрямований в точку Лагранжа L2 системи Земля — Сонце для виконання спостережень Місяця, Землі та міжпланетного простору. Згодом місію «Чан'є-2» було продовжено. Навесні 2012 р. він попрямував на зустріч з астероїдом (4179) Тоутатис, а 13 грудня 2012 р. зонд (тепер уже міжпланетний) пролетів на відстані 3.2 км від астероїда. В результаті камерами «Чан'є-2» були отримані знімки поверхні астероїда з великим розділенням (~ 10 м/пкл).

ІНДІЙСЬКА ПРОГРАМА КОСМІЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ МІСЯЦЯ

Космічні дослідження в Індії розпочалися в 1947 р. — відразу після отримання незалежності. В 1962 р. створено космічне агентство Індії ISRO (*Indian Space Research Organization*), яке координує всю космічну діяльність країни. Після запуску дослідницької ракети для зондування Землі (1963 р.) Індія стала визнаною космічною державою. Досвід космічних досліджень Індія набувала у співпраці з передовими космічними державами, перш за все з Радянським Союзом. Зокрема, у 1975 р. з території СРСР радянською ракетою запущено перший індійський штучний супутник Землі «Аріабата» (названий на честь індійського астронома V ст.), а у 1984 р. — здійснено спільний космічний політ індійсько-радянського екіпажу. Індія має власний космодром і ракети-носії.

Один з провідних напрямів космічної програми Індії в XXI ст. стосується досліджень Місяця. В 2003 р. індійським урядом було заявлено про підготовку до польоту першого індійського космічного апарата до Місяця. Місячна програма Індії була названа «Чандраян» (*Chandrayaan*), що в перекладі з санскриту означає «Місячний корабель».

«Чандраян-1». Запуск першого індійського штучного супутника Місяця здійснено 22 жовтня 2008 р. з космодрому Шріхарікота, а 12 листопада він досягнув розрахункової навколоремної орбіти висотою в 100 км [12].

Місія «Чандраян-1» була спрямована на виконання дистанційного зондування Місяця з високим розрізненням в різних областях спектра. Основні завдання її такі: вивчення мінералогічного і хімічного складу полярних районів Місяця; пошук можливих зон розташування підповерхневих запасів водяного льоду, особливо в районі полюсів; стратиграфічне дослідження поверхневого шару Місяця в районі найбільшого басейну «Південний полюс — кратер Айткен»; точне вимірювання топографії Місяця; отримання стереозображень більшої частини поверхні Місяця з високим розділенням.

Для виконання цієї програми на борту «Чандраян-1» було встановлено 11 приладів, в т. ч. п'ять з ISRO, серед яких ударний зонд MIP (*Moon Impact Probe*), знімальна камера TMC (*Terrain Mapping Camera*), лазерний локатор LLRI (*Lunar Laser Ranging Instrument*) та інші, а також шість приладів з інших космічних агентств (ЄКА, НАСА, Болгарії), серед яких найвражаючіші результати були отримані з допомогою приладу M3 (*Moon Mineralogy Mapper*).

14 листопада 2008 р. (день народження Джавахарлала Неру) ударний зонд MIP (масою 34 кг), на якому були встановлені відеокамера, радарний альтиметр та мас-спектрометр, відділився від «Чандраян-1» і у вільному падінні врізався в місячну поверхню неподалік кратера Шеклтон, розташованого поблизу південного полюса Місяця. Викиди місячної породи на місці падіння модуля проаналізовані орбітальним апаратом. Дані, отримані при жорсткій посадці ударного зонда, будуть використані для відпрацювання м'якої посадки майбутнього індійського місяцехода, доставка якого на Місяць планується наступним КА «Чандраян-2».

29 серпня 2009 р., після перебування КА «Чандраян-1» на місячній орбіті упродовж 312 днів (замість запланованих двох років), зв'язок з ним був втрачений (підвела система теплозахисту). Незважаючи на це, керівництво ISRO вважає, що наукова програма місії виконана на 95 %.

Заслугує на увагу експеримент з виявлення води на Місяці, проведений на «Чандраян-1» за допомогою приладу M3 (НАСА). Вимірювання

цим приладом показали наявність в ІЧ-спектрах смуги поглинання H_2O і/або OH в області 3 мкм, яка, як виявилось згодом, характерна майже для всієї освітленої поверхні Місяця [31, 34] (див. рис. 1 на кольоровій вклейці).

РЕАЛІЗОВАНІ ПРОЕКТИ США

Незважаючи на призупинення програми «Сузір'я», НАСА продовжує дослідження Місяця, здійснюючи запуски зондів спеціального призначення. Реалізованими на сьогодні є дві місячні місії: LRO і GRAIL. Розглянемо їх детальніше.

LRO (*Lunar Reconnaissance Orbiter*) — рекогносцирувальний місячний орбітальний зонд — був запущений 18 червня 2009 р. разом з іншим апаратом, призначеним для вивчення і зондування місячних кратерів LCROSS (*Lunar Crater Observation and Sensing Satellite*). LRO є авангардним проектом програми НАСА «*Lunar Precursor Robotic Program*», сформованої у відповідності з запропонованим у 2004 р. Президентом США новим баченням космічних досліджень, а саме: здійснення серії автоматичних місій з метою підготовки підґрунтя для можливого в подальшому постійного перебування людей на Місяці.

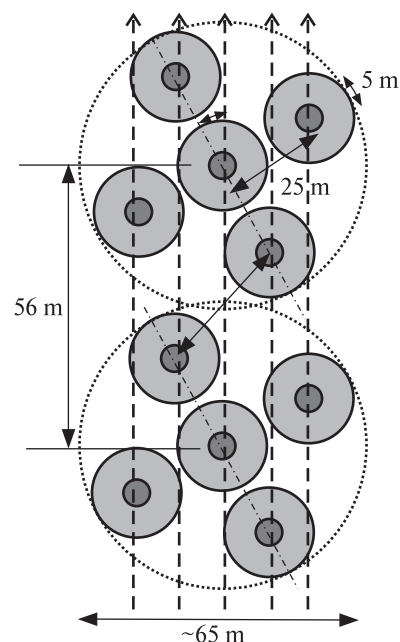


Рис. 2. Шаблон променів LOLA на місячній поверхні з орбіти LRO (висота 50 км). Темні кружки — плями від лазерних променів; світлі — індикатори поля зору [40].

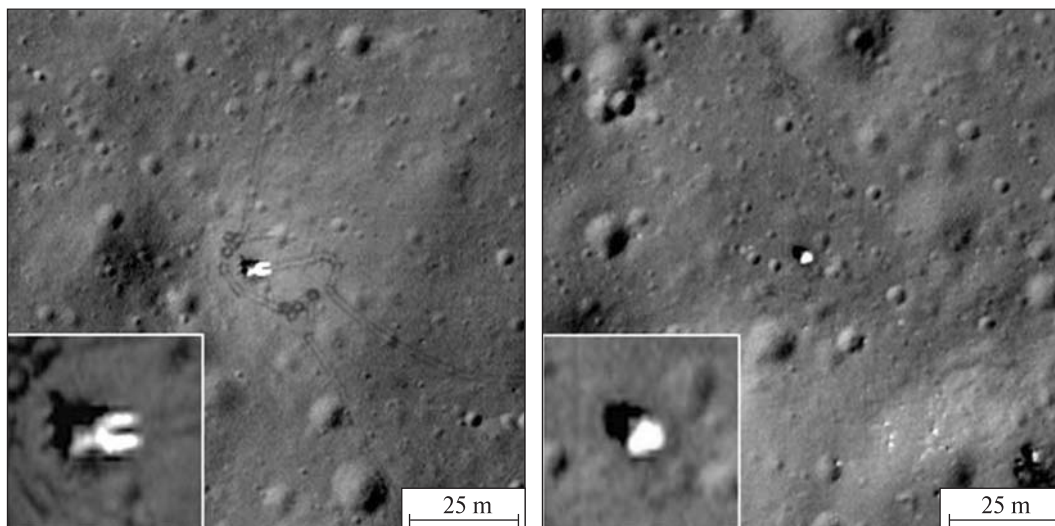


Рис. 3. Фото з LRO: «Луна-17» (ліворуч), «Луноход-1» (праворуч). LROC NAC знімок M175502049RE [NASA/GSFC/Arizona State University].

Про завдання місії свідчить перелік приладів, встановлених на LRO [16], а саме: CRaTER (*Cosmic Ray Telescope for the Effects of Radiation*); DLRE (*Diviner Lunar Radiometer Experiment*); LAMP (*Lunar Alpha Mapping Project*); LEND (*Lunar Exploration Neutron Detector*); LOLA (*Lunar Orbiter Laser Altimeter*); LROC (*Lunar Reconnaissance Orbiter Camera*) — знімальні камери (вужькокутна NAC та широкутна WAC). Крім того, до складу обладнання LRO належить радар Mini-RF (*Miniature Radio Frequency radar*) (див. рис. II на кольоровій вклейці).

Серед результатів LRO — високоточна глобальна топографічна карта Місяця, побудована за даними зйомок камерами LROC та вимірів за допомогою лазерного альтиметра LOLA, в якому лазерний промінь розділений на п'ять вихідних променів. Це надає можливість отримувати одночасно п'ять паралельних профілів місячної поверхні вздовж підсупутникової траси LRO для детального вивчення топографії місячної поверхні (рис. 2).

Одним з головних наслідків роботи зонда є унікальне детальне зображення зворотного боку Місяця, змонтоване з десятків тисяч знімків, отриманих з LRO. Крім того, LRO виконав зйомку залишених на Місяці споряджень місії «Аполлон» та інших апаратів. Зокрема, з висоти 33 км

були сфотографовані місце посадки КА «Луна-17» та «Лунохода-1», місцезнаходження якого вважалося «втраченим» (рис. 3), що дало змогу відновити його лазерну локацію [30]. НАСА опублікувала повний архів даних зйомок LRO [26]. Характерним для LRO є і те, що його положення відслідковується з допомогою лазерної локації з наземних станцій.

В рамках проекту LRO була здійснена найвдаліша спроба пошуку води на Місяці в експерименті, проведеному з допомогою КА LCROSS, запущеного разом з LRO. В цьому експерименті 9 жовтня 2009 р. верхній ступінь ракети-носія зонда Центавр врізався у поверхню Місяця неподалік від південного полюса в районі кратера Кабео, а за ним і блок супроводу (власне сам LCROSS) з вимірювальною апаратурою. З допомогою в тому числі нейтронного спектрометра LEND (виготовленого в Інституті космічних досліджень РАН) в хмарі викиду від удару було виявлено сліди водяної пари, а також інших легких компонентів: вуглеводів, газів, які містять сірку та двоокис вуглецю та ін. [18].

GRAIL (*Gravity Recovery and Interior Laboratory*) — 11-та космічна місія згаданої вище програми США «Дискавері» [46]. Місія GRAIL — це тандем двох однотипних космічних апаратів на одній і тій же навколomisячній орбіті: GRAIL-A

і GRAIL-B, які після запуску були перейменовані на «Ebb» (*Відплив*) і «Flow» (*Приплив*). Запуск обох апаратів (спочатку GRAIL-A, а за ним і GRAIL-B) здійснено 10 вересня 2011 р. на малоенергетичну траєкторію польоту до Місяця через точку Лагранжа L1 системи Земля — Сонце. Через три з половиною місяці GRAIL-A і GRAIL-B зайняли навколomisячну полярну орбіту (середньою висотою 55 км над місячною поверхнею) відповідно 31 грудня 2011 р. і 1 січня 2012 р., утворивши базу довжиною в 175—225 км (рис. 4).

Основна мета місії: вивчення детальної структури місячних надр від кори до ядра та в'яснення термальної еволюції Місяця на основі точного вимірювання та картографування варіацій його гравітаційного поля. Ідея експерименту полягає у високоточному вимірюванні змін відстані між двома апаратами та їхніх відносних швидкостей за допомогою системи стеження LGRS (*Lunar Gravity Ranging System*). Застосовано той же принцип вимірювань, що і в проекті GRACE (*Gravity Recovery And Climate Experiment*), який з 2002 р. успішно виконується при картографуванні гравітаційного поля Землі. Крім того, на обох апаратах встановлено однотипні камери *MoonKAM*, призначені для виконання студентських освітніх програм.

Вимірювання з допомогою GRAIL виконані упродовж двох тримісячних сесій: з 7 березня 2012 р. (висота КА 55 км) та з 30 серпня 2012 р. (23 км). Результати вимірювань опрацьовуються. 17 грудня 2012 р. експеримент GRAIL був завершений. Обидва апарати зійшли з орбіти і упали на місячну поверхню. НАСА запропонувало місце падіння їх назвати іменем Саллі Райд (*Sally Ride*), першої американської жінки в космосі, яка була також учасником проекту GRAIL.

НАЙБЛИЖЧІ ПЕРСПЕКТИВИ КОСМІЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ МІСЯЦЯ

Розглянемо космічні проекти дослідження Місяця, фактично готові до реалізації в найближчі п'ять років. Деякі дані про них наведені в табл. 3.

Сполучені Штати Америки. У планах США на даний час відсутні заяви щодо виконання амбітних проектів, які свідчили б про підготовку

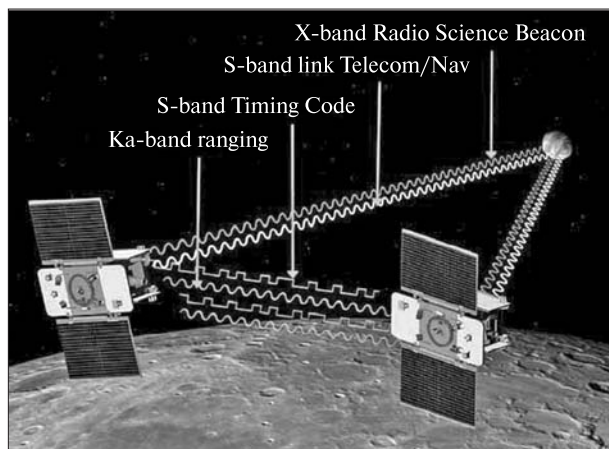


Рис. 4. Схема передачі інформації в проекті GRAIL [21]

перспективних досліджень Місяця з допомогою пілотованих місій. Створюється враження, що США ніби спокійно спостерігають за місячною «метушнею», яку демонструють інші країни, залишаючи за собою славу абсолютного рекордсмена у місячній гонці. Проте уже здійснені або заплановані для виконання найближчим часом місії, свідчать про планомірну та фундаментальну підготовку до виконання майбутніх серйозних місячних проектів. Буде продовжуватись дослідження з допомогою LRO, а також фактично готова до реалізації місія LADEE.

LADEE (*Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer*) заплановано до запуску в серпні 2013 р. з метою дослідження складу атмосфери Місяця та екзосферичного пилу в місячному доквіллі [27]. Серед інструментів КА такі: детектор пилу LDEX (*Lunar Dust Experiment*) для прямого збирання і аналізу часток пилу на орбіті супутника LADEE; нейтральний мас-спектрометр NMS (*Neutral Mass Spectrometer*) для виконання *in situ* вимірювань екзосферичних різновидів пилу місячного доквілля на різних висотах; УФ/видимий спектрометр UVS (*UV/Vis Spectrometer*) для вимірювання пилу і атмосфери. Крім того, на LADEE встановлять демонстраційну систему лазерного зв'язку LLCD (*Lunar laser Communication Demonstration*), перспективну з погляду розробки майбутніх високошвидкісних оптичних систем передачі інформації від місячного орбітера до наземного приймача [14]. Експеримент LLCD

спрямований на відпрацювання концепції передачі інформації у масштабах далекого космосу за допомогою лазера в десятки разів швидше, ніж за допомогою радіотехнічних засобів.

Китайські перспективи. «Чан'є-3». У другій половині 2013 р. Китай має намір відправити на Місяць черговий зонд «Чан'є-3», який повинен стати ключовою ланкою в ланцюжку апаратів «Чан'є» [24]. Планується здійснити першу у світі (з часу польоту КА «Луна-24») м'яку посадку на місячну поверхню. Варіанти місць посадок на місячну поверхню визначені в результаті польотів апаратів «Чан'є-1, -2». Найімовірніше з них — Затока Райдуги (*Sinus Iridium*) в північно-західній частині Моря Дощів (рис. 5).

«Чан'є-3» складається з двох частин — посадкового апарата і невеликого (масою ~100 кг) дистанційно керованого робота-місяцехода, оснащеного панорамними і навігаційними камерами, альфа-рентгенівським та ІЧ-спектрометрами, а також пристроями для забору та аналізу ґрунту. Крім того, на зовнішній стороні піддону встановлюється радар, здатний вивчати структуру ґрунту та кори Місяця до глибини порядку 30 м та декількох сотень метрів відповідно. Завдяки спеціальним сенсорам, встановленим на ровері, цей шестиколісний та чотириногий ровер зможе

самостійно обирати маршрути руху та автоматично обходити перешкоди на місячній поверхні. Планується, що він упродовж 3-місячної роботи (включаючи три місячні ночі) подолає відстань до 10 км та обстежить поверхню площею близько 3 км². Безперерйну роботу місяцехода забезпечить ядерний радіоізотопний термоелектричний генератор RTG, аналогічний встановленому на марсоході «Curiosity» (Curiosity). На лендері планується встановити апаратуру для спостереження земної іоносфери, а також невеликий (12 см) оптичний УФ-телескоп, націлений на спостереження тісних подвійних зір, активних ядер галактик, короткоперіодичних змінних зір тощо.

Віддаленіша перспектива (за матеріалами інтернет-видань). «Чан'є-4», який є прототипом «Чан'є-3», фактично повинен повторити роботу свого попередника. Тому дата запуску (орієнтовно 2015 р.) і програма цього зонда залежатиме від результатів роботи «Чан'є-3». «Чан'є-5» — можливий запуск в 2017 р. Це перший китайський зонд, який має доставити на Землю зразки місячного ґрунту і гірських порід (принаймні 2 кг), добутих з глибини близько двох метрів. На лендері буде встановлено обладнання для виконання зйомки, спектрального аналізу мінералів та

Таблиця 3. Реальні перспективні проекти

Країна	Назва КА	Запуск (план)	Тип	Мета
США	LRO	2009 р.	орбітер	продовження роботи дослідження атмосфери Місяця
	LADEE	2013 р.	орбітер	
Китай	«Чан'є-3»	2013 р.	лендер, ровер, телескоп	м'яка посадка (Затока Райдуги), комплексні дослідження
	«Чан'є-4»	2015 р.?		програма залежить від результатів роботи «Чан'є-3»
	«Чан'є-5»	2017 р.?		доставка зразків ґрунту на Землю
Індія	«Чандраян-2»	2015 р.?	орбітер, лендер, ровер	комплексні дослідження
Японія	SELENE-2	2017 р.	орбітер, лендер, ровер, телескоп ФЗТ	комплексні дослідження
Росія	«Луна-Глоб-1»	2015 р.	лендер	дослідження в околі N-полюса
	«Луна-Глоб-2»	2016 р.	орбітер	дистанційні дослідження
	«Луна-Ресурс»	2017 р.	лендер, ровер?	дослідження в околі S-полюса
Україна	«Укрселена»	2017 р.?	орбітер	дистанційні дослідження

грунтових газів, складу ґрунту, буріння ґрунту та забору його зразків. Запуск апарату «Чан'є-5» позначить початок третього етапу місячної китайської програми.

Виконання всіх етапів програми «Чан'є» розглядається як підготовка до пілотованої експедиції на Місяць, яку Китай планує здійснити в 2020—2030-ті рр.

Індійські перспективи. «Чандраян-2» планувався до запуску в 2015 р. як спільна з Росією місія, яка складається з орбітального і посадкового модуля, а також місяцехода. Причому поставку орбітера з п'ятьма інструментами (з них три нові, а два — покращені версії з «Чандраян-1») і мініровера (масою 15 кг) забезпечує Індія (ISRO), а лендера з корисним навантаженням 35 кг (включаючи прилади для аналізу ґрунту і пошуку води) — Росія (Роскосмос). Запуск «Чандраян-2» передбачалося здійснити індійською ракетою GSLV-MkII (*Geosynchronous Satellite Launch Vehicle*). Мета проекту — продовження досліджень походження і еволюції Місяця на основі дистанційних (орбітальних) вимірювань та аналізу зразків місячного ґрунту *in-situ*. Проблеми з КА «Фобос-Ґрунт» (грудень 2011 р.) загальмували виготовлення посадкового апарата, і як наслідок — реалізацію проекту «Чандраян-2» в запланований термін (2015 р.). В зв'язку з цим Індія має намір розробити лендер незалежно від Росії, і в 2015 р. самостійно здійснити запуск свого другого місячного зонда [15].

Реалізація місячної програми Японії. SELENE-2. На 39-й науковій Асамблеї КОСПАР (14—22 липня 2012 р., Майсур, Індія) керівництвом JAXA (*Japan Aerospace Exploration Agency*) було оголошено про підготовку місячної посадкової місії SELENE-2 з метою відпрацювання і демонстрації ключових технологій для майбутніх місячних досліджень [25]. Ця багатоцільова місія розглядається як провісник досліджень Місяця з допомогою пілотованих експедицій. Запуск планується здійснити орієнтовно в 2017 р. Крім того, заявлено і про те, що в подальшому (віддалена перспектива) не виключається можливість виконання спільної з НАСА пілотованої місії на Місяць, а саме: ракета і місячний лендер — з НАСА, астронавт — з Японії. SELENE-2

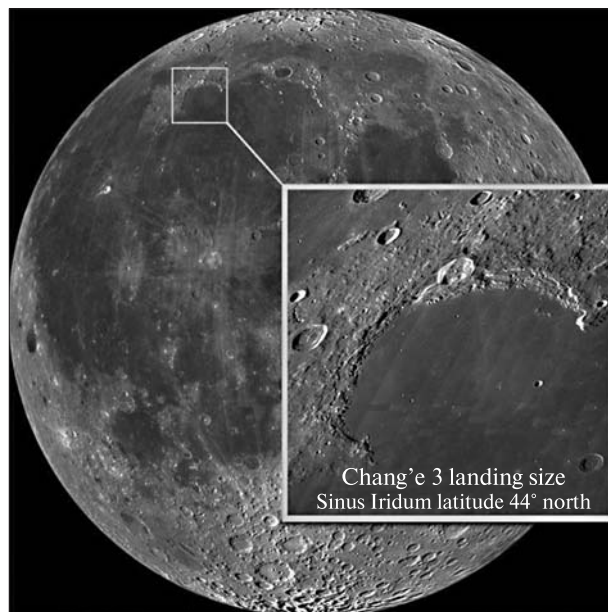


Рис. 5. Можливе місце посадки зонда «Чан'є-3» — Затока Райдуги [17]

складатиметься з орбітального апарата (орбітер-ретранслятор) масою 700 кг, посадкового апарата (лендер) — 1000 кг і ровера — 100 кг.

Стратегія досліджень включає три основні положення [44]: 1) дослідження радіальних варіацій структури і хімічного складу Місяця, бажано до центра Місяця завдяки комбінації дистанційних геофізичних і геологічних вимірювань *in situ*; 2) детальні геологічні спостереження за допомогою сучасних дистанційних методів вимірювань; 3) виконання першого етапу астрономічних спостережень в унікальних місячних умовах.

Для виконання геологічних, геофізичних і астрономічних досліджень на комплексі SELENE-2 планується встановити 14 приладів. Зокрема, особлива увага приділяється дослідженню особливостей фізичної лібрації Місяця (ФЛМ) на основі трьох типів даних: диференціальних VLBI-вимірювань (на орбітері і лендері будуть встановлені радіоджерела); лазерної локації (на місячній поверхні будуть встановлені замість традиційних кутикових відбивачів звичайні рефлектори); а також ILOM (*In-situ Lunar Orientation Measurement*) — спостережень з допомогою невеликого оптичного телескопа ФЗТ (фотографічна зенітна тру-

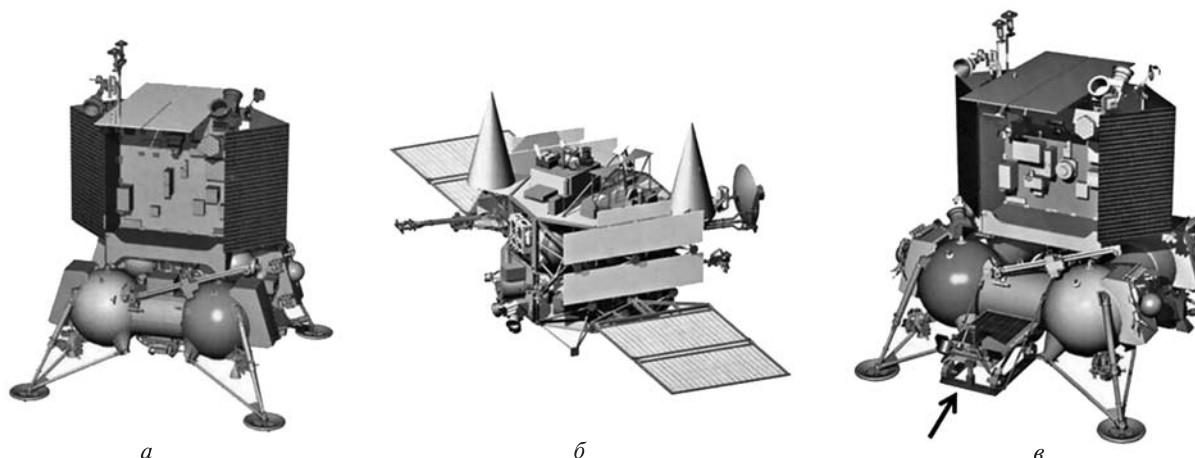


Рис. 6. Апарати проекту «Луна-Глоб»: *а* — посадковий апарат «Луна-Глоб-1», *б* — орбітальний апарат «Луна-Глоб-2», *в* — посадковий апарат «Луна-Ресурс» (стрілкою відмічена платформа для індійського міні-ровера). («Новости космонавтики». — 2012. — № 4)

ба) [36]. В розробці теорії ФЛМ бере участь Казанський університет [33]. Має намір поставити свій прилад на ровері SELENE-2 також Корея [25]. Для досягнення цих цілей геофізичні спостереження повинні бути тривалими, принаймні три або більше місяців. Тому розробляється система забезпечення для виконання безперервних цілодобових спостережень.

Розглядається близько десяти варіантів посадкових місць для SELENE-2 і одне з них — неподалік від посадки КК «Аполлон-14».

Росія: повернення до Місяця. «Россия, к сожалению, засиделась на Земле со своими лунными планами» (з інтерв'ю академіка Л. М. Зеленого журналу «Новости космонавтики», 2012. — 22, № 8).

Колишній Радянський Союз вийшов з «місячної гонки» в 1976 р. з великим досвідом дослідження Місяця з допомогою автоматичних апаратів. Достатньо назвати три доставки місячного ґрунту на Землю («Луна-16», «Луна-20», «Луна-24») та роботу двох місяцеходів («Луноход-1», «Луноход-2»). Після цього в СРСР велась розробка нової програми дослідження Місяця з допомогою автоматів, зокрема із метою створення обрисів виробничих місячних баз [9], проте ці роботи не були пріоритетними і недостатньо фінансувалися.

В середині 1990-х рр. Росія визначилася з багатoproфільною програмою дослідження Мі-

сяця, яка включала етапи: «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс», «Луна-Ґрунт», «Лунный полигон», а також «Луноход-3» [4], але першочерговою тоді було визнано програму «Марс-96», після провалу якої знову постала дилема: «Луна-Глоб» чи «Фобос-Ґрунт»? Після чергової невдачі було вирішено проекту «Луна-Глоб» надати нарешті статус пріоритетного в рамках затвердженої Урядом Російської Федерації наприкінці 2012 р. програми космічних досліджень на 2013—2020 рр. [5]. Виконання програми «Фобос-Ґрунт» не скасовано, а лише відкладено на майбутнє. Відомості про комплексну місячну програму Росії можна знайти в роботах [8, 45]. Остаточний варіант її буде підготовлено упродовж 2013 р.

Як уже зазначалося, спочатку в місії «Луна-Глоб» передбачалася участь Індії, а саме в 2013 р. — запуск індійською ракетою GSLV орбітального апарата «Чандраян-2» разом з російським посадковим зондом «Луна-Ресурс» і індійським міні-ровером (масою 15 кг), а в 2014 р. — відправка орбітального і посадкового апаратів місії «Луна-Глоб» (суто російський проект).

Провал місії «Фобос-Ґрунт» призвів до масштабного перегляду місячної програми у зв'язку з необхідністю підвищення надійності місячних апаратів, які проектувалися на основі «фобосівських» розробок. Очевидно, вплинула також аварія з новою індійською РН PLSV, яка стала-

ся наприкінці 2011 р. Саме ця ракета повинна була доставити на Місяць орбітальний модуль і місяцехід. Реалізацію проектів «Луна-Ресурс» і «Луна-Глоб» було відкладено на декілька років. Запуск цих апаратів вирішено здійснювати ракетою «Союз-2» в такій послідовності: посадковий зонд «Луна-Глоб-1» (2015 р.), орбітальний КА «Луна-Глоб-2» (2016 р.) і нарешті «Луна-Ресурс» (2017 р.), на якому пропонується відправити індійський міні-ровер. Це рішення стало важким ударом для Індії.

В рамках проекту «Луна-Глоб» планується виконати детальні дослідження властивостей полярного реголіту, дослідити вміст в ньому води і летких сполук, вивчити місячну полярну екзосферу.

«Луна-Глоб-1» готується до запуску в 2015 р. (можливо 2016 р.) з нового космодрому Росії «Восточный» ракетою-носієм «Союз-2» з розгінним блоком «Фрегат». Це буде демонстраційний апарат, на якому будуть відпрацьовуватись система м'якої посадки та технічні рішення стосовно реалізації подальших місячних місій. Посадковий апарат матиме менші розміри, ніж передбачалося раніше, оскільки його основне завдання полягатиме у перевірці принципу примісячення, а не в отриманні суттєвих наукових даних. Вирішується питання щодо спорядження КА «Луна-Глоб-1» науковою апаратурою. З метою підвищення надійності посадки, маючи гіркий досвід з «Фобос-Грунт» та враховуючи надзвичайну складність посадки на полюс (перш за все з огляду балістики), вирішено зменшити кількість приладів на зонді майже удвічі (з 34 кг запланованих до 20 кг). Так, наприклад вирішено, що на зонді не буде бурової установки, а залишаться прилади для вимірювання температури поверхні, аналізу зразків ґрунту, вивчення пилових частинок та місячної екзосфери, а також нейтронний детектор для вивчення наявності водню в підповерхневих шарах.

«Луна-Глоб-2» — орбітальний апарат серії «Луна-Глоб», буде запусканий в 2016 р. з метою виконання наукових завдань дистанційними методами та як супутник-ретранслятор.

«Луна-Ресурс» — посадковий апарат, який планується до запуску в 2017 р., призначений

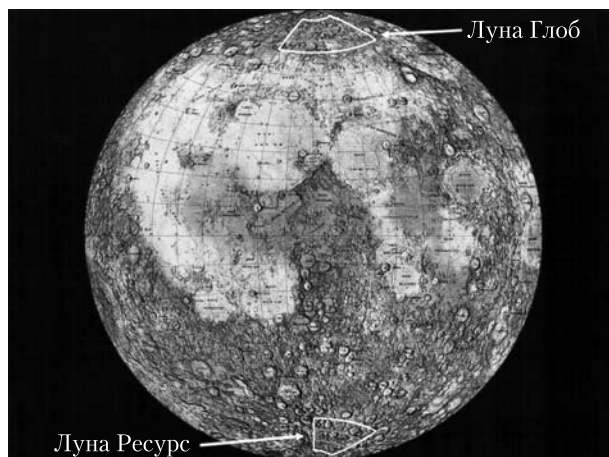


Рис. 7. Північний та південний сектори посадки для місій «Луна-Глоб» і «Луна-Ресурс» на гіпсометричній карті видимої півкулі Місяця. (варіант [2])

для проведення контактних досліджень на полюсі (очевидно, південному) Місяця. Серед наукової апаратури на ньому встановлюється потужна бурильна установка, призначена для взяття проб льоду у полярних областях з глибини до двох метрів. У перспективі цей лід планується доставити на Землю для подальшого аналізу (орієнтовно не раніше 2019 р.). Питання участі Індії в проекті «Луна-Ресурс» поки що залишається відкритим.

На рис. 6 показано апарати проекту «Луна-Глоб». Нині вивчається питання вибору місць посадки майбутніх місій «Луна-Глоб», зокрема з допомогою даних, отриманих нейтронним спектрометром LEND, який здійснює зйомку на борту LRO. Один з можливих варіантів наведено на рис. 7. Пропонуються два сектори для посадки апаратів «Луна-Глоб» і «Луна-Ресурс»: відповідно поблизу північного і південного полюсів Місяця [2].

Участь України у місячних перегонах. «Укр-селена» — український полярний супутник Місяця [10, 38]. Основне завдання супутника — комплексні дослідження місячної поверхні за допомогою двох приладів: 1) радара з синтезованою апертурою зображень для глобального знімання поверхні Місяця у міліметровому діапазоні і 2) панорамного фотополяриметра для спектрополяриметричних досліджень в УФ- і

видимій ділянках спектра. Прилади розробляються науковими установами України. Цілі місії «Укрселена» такі [10]: 1) отримання радарних зображень (довжина хвилі 3 мм) високого просторового розділення (до 100 м) постійно затінених ділянок в районах місячних полюсів; 2) одночасна радарна і оптична зйомка високого розділення освітлених ділянок для дослідження структурних характеристик поверхні і визначення функції рельєфу поверхні; 3) картування вмісту діоксиду титану (TiO_2) в матеріалі поверхні і ступеня зрілості реголіту за даними спектроскопічної зйомки на довжинах хвиль 0.25, 0.42 і 0.56 мкм.

Розробкою космічного апарата займатиметься ДКБ «Південне».

Вважається, що при сприятливому збігу обставин запуск супутника «Укрселена» можна було б здійснити в 2017 р. (<http://uk.wikipedia.org/wiki/Укрселена>).

ВИСНОВОК

В даному огляді ми розглянули лише завершені програми космічних досліджень Місяця та проекти, які мають реальну перспективу бути здійсненими упродовж найближчих п'яти років. Насправді ж коло пропозицій від різних держав, космічних агентств світу та приватних компаній набагато ширше, але розгляд цих пропозицій виходить за рамки даної статті.

1. Ахманова М. В., Дементьев Б. В., Марков М. Н. Вода в реголите Моря Кризисов («Луна-24»)? // Геохимия. — 1978. — № 5. — С. 285—288.
2. Базилевський А. Т. Лаборатория сравнительной планетологии ГЕОХИ РАН: совместные работы с НПО им. С. А. Лавочкина // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. — 2012. — № 4. — С. 53—63.
3. Базилевський А. Т., Абдрахимов А. М., Дорофеева В. А. Вода и другие летучие на Луне (обзор) // Астрон. вестник. — 2012. — № 2. — С. 99—118.
4. Галимов Э. М., Куликов С. Д., Кремнев Р. С. и др. Российский проект исследования Луны // Астрон. вестник. — 1999. — № 5. — С. 374—385.
5. Государственная программа Российской Федерации «Космическая деятельность России на 2013—2020 годы»: Утверждена распоряжением Правительства Российской Федерации от 28 декабря 2012 г. № 2594-р. — М., 2012. — Режим доступа: www.federal-space.ru/download/gp_kdr_2013_2020.doc
6. Караи Ю. День рождения программы «Аполлон» (25 мая 2011 г. исполнилось 50 лет со дня решения, изменившего мир). — [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://www.golos-ameriki.ru/articleprintview/235188.html>
7. Кислюк В. С. Повернення до Місяця // Космічна наука і технологія. — 2004. — № 2/3. — С. 101—113.
8. Поповкин В. А. Российские планы исследования Солнечной системы: научно-технические аспекты и международное сотрудничество // 3-й Московский Международный Симпозиум по исследованиям Солнечной системы (8 — 12 октября 2012 г.). — Москва, ИКИ РАН. — Режим доступа: http://ms2012.cosmos.ru/presentations/3ms3-os-02_v._popovkin_russian_plans.pptx
9. Сизенцев А. Г., Шевченко В. В., Семенов В. Ф., Байдал Г. М. Концепция производственной базы на Луне 2050 г. // Вселенная и мы (альманах). — 1997. — № 3. — С. 62—72.
10. Шкуратов Ю. Г., Кислюк В. С., Литвиненко Л. Н., Яцкив Я. С. Модель Луны 2004 для проекта «Укрселена» // Космічна наука і технологія. Додаток. — 2004. — № 2. — 58 с.
11. Araki H., Tazawa S., Noda H., et al. Lunar global shape and polar topography derived from Kaguya-LALT laser altimetry // Science. — 2009. — № 323, N 5916. — P. 897—900.
12. Bhandari N. Scientific challenges of Chandrayaan-1: The Indian lunar polar orbiter mission // Current Sci. — 2004. — № 86, N 11. — P. 1489—1498. — Режим доступа: <http://www.isro.org/publications/pdf/ScientificchallengesofCHANDRAYAAN-1.pdf>
13. Binder A. B. Lunar prospector: Overview // Science. — 1998. — № 281, N 5382. — P. 1475—1476.
14. Boroson D. M., Scozzafava J. J., Murphy D. V., et al. The Lunar Laser Communications Demonstration (LLCD) // Third IEEE Intern. Conf. on Space Mission Challenges for Information Technology. — 2009. — SMC-IT 2009. — [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://dspace.mit.edu/handle/1721.1/61673>
15. Chandrayaan-2: India to go it alone // The Hindu. January 22, 2013. — Режим доступа: <http://www.thehindu.com/news/national/chandrayaan2-india-to-go-it-alone/article4329844.ece>
16. Chin G., Brylow S., Foote M., et al. Lunar reconnaissance orbiter overview: the instrument suite and mission // Space Sci. Rev. — 2007. — № 129, N 4. — P. 391—419. — Режим доступа: http://lro.gsfc.nasa.gov/library/LRO_Space_Science_Paper.pdf

17. *China's first unmanned Moon landing.* — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.futuretimeline.net/21stcentury/2013.htm>
18. *Colaprete A., Ennico K., Wooden D., et al.* Water and More: An overview of LCROSS impact results // 41st Lunar and Planet. Sci. Conf. — 2010. — Abs. 2335. — Режим доступу: <http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2010/pdf/2335.pdf>
19. *Connolly J. F.* Constellation Program Overview // Constellation Program Office. — October, 2006. — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: http://www.nasa.gov/pdf/163092main_constellation_program_overview.pdf
20. *Foing B. H., Racca G. D., Marini A., et al.* SMART-1 mission to the Moon: Technology and science goals // Adv. Space Res. — 2003. — **31**, N 11. — P. 2323–2333. — Режим доступу: http://sci2.esa.int/smart1/docs/COSPAR_2002_ASR.pdf
21. *Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) Launch / NASA Press Kit/august 2011.* — Режим доступу: http://www.nasa.gov/pdf/582116main_GRAIL_launch_press_kit.pdf
22. *Haruyama J., Ohtake M., Matsunaga T., et al.* Lack of Exposed Ice Inside Lunar South Pole Shackleton Crater // Science. — 2008. — **322**, N 5903. — P. 938–939. <http://www.planetary.brown.edu/pdfs/3928.pdf>
23. *Kato M., Sasaki S., Takizawa Y.* The Kaguya Mission Overview // Space Sci. Rev. — 2010. — **154**. — P. 3–19. — http://spxps.org/pdfs/sps_gassyuku_20120309_katou.m1.pdf
24. *Laxman S.* Chang'e-3: China To Launch First Moon Rover In 2013 // Asian Scientist. — 2012. — March 7. — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.asianscientist.com/topnews/chang-e-3-china-first-moon-rover-launch-in-2013/>
25. *Laxman S.* Japan SELENE-2 Lunar Mission Planned For 2017 // Asian Scientist. — 2012. — July 16. — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.asianscientist.com/topnews/japan-announces-selene-2-lunar-mission-2017/>
26. *LRO Archives // Moon Views / Official website of the Lunar Orbiter Image Recovery Project (LOIRP).* — Режим доступу: <http://www.moonviews.com/archives/lro/>
27. *Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer (LADEE). Mission Overview.* — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: http://www.nasa.gov/mission_pages/LADEE/main/
28. *Matsumoto K., Goossens S., Ishihara Y., et al.* An improved lunar gravity field model from SELENE and historical tracking data: Revealing the farside gravity features // J. Geophys. Res. — 2010. — **115**, E06007. — 20 p.
29. *Mizutani H., Fujimura A., Tanaka S.* Lunar-A mission: Outline and current status // J. Earth Syst. Sci. — 2005. — **114**, N 6. — P. 763–768. — Режим доступу: <http://www.ias.ac.in/jess/dec2005/ilc-22.pdf>
30. *Murphy T. W. Jr., Adelberger E. G., Battat J. B. R., et al.* Laser ranging to the lost Lunokhod 1 reflector // Icarus. — 2011. — **211**, N 2. — P. 1103–1108.
31. *NASA Instruments Reveal Water Molecules on Lunar Surface.* — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://www.nasa.gov/topics/moonmars/features/moon20090924.html>
32. *Nozette S., Rustan P., Pleasance L. P., et al.* The Clementine mission to the Moon: Scientific Overview // Science. — 1994. — **266**, N 5192. — P. 1835–1839.
33. *Petrova N., Gusev A., Kawano N., Hanada H.* Free librations of the two-layer Moon and the possibilities of their detection // Adv. Space Res. — 2008. — **42**, N 8. — P. 1398–1404.
34. *Pieters C. M., Goswami J. N., Clark R. N., et al.* Character and Spatial Distribution of OH/H₂O on the Surface of the Moon Seen by M³ on Chandrayaan-1 // Science. — 2009. — **326**, N 5952. — P. 568–572.
35. *Ping J., Su X., Huang Q., Yan J.* New selenodetic results in Chang'e-1 mission // 42nd Lunar and Planetary Science Conference (March 7 – 11, 2011). — Houston, Texas. — Режим доступу: <http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2011/pdf/1036.pdf>
36. *Sasaki S., Hanada H., Noda H., et al.* Lunar Gravity and Rotation Measurements by Japanese Lunar Landing Missions. — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: http://archive.ists.or.jp/upload_pdf/2011-k-10.pdf
37. *SELENE (Selenological and Engineering Explorer)/Kaguya.* — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/selene>
38. *Shkuratov Yu. G., Lytvynenko L. M., Shulga V. M., et al.* Objectives of a prospective Ukrainian orbiter mission to the moon // Adv. Space Res. — 2003. — **31**, N 11. — P. 2341–2345.
39. *Sibing He.* CNSA Views of the Moon // Lunar Enterprise «Weekend Edition». — 2002. — **2**, N 101. — Режим доступу: <http://www.spaceagepub.com/cnsa.html>
40. *Smith D. E., Zuber M. T., Neumann G. A.* Initial observations from the Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA) // Geophys. Res. Lett. — 2010. — **37**. — P. L18204. — Режим доступу: www.planetary.brown.edu/pdfs/3950.pdf
41. *Summary of Space Exploration Initiative // Steve Dick, NASA Chief Historian.* — [Електронний ресурс]. — Режим доступу: <http://history.nasa.gov/seisummary.htm>

42. Sun H., Dai S., Yang J., et al. Scientific objectives and payloads of Chang'E-1 lunar satellite. — [Электронный ресурс]. — Режим доступа: www.ias.ac.in/jess/dec2005/ilc-25.pdf
43. Uesugi K. Results of the MUSES-A «Hiten» mission // Adv. Space Res. — 1996. — **18**, N 11. — P. 69–72.
44. Tanaka S., Mitani T., Iijima Y., et al. Overview of candidate instruments on board the Lunar Lander Project SELENE-2 // 43rd Lunar and Planet. Sci. Conf., March 19–23, 2012. Texas, USA. — Режим доступа: <http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2012/pdf/1651.pdf>
45. Zelenyi L. M., Khartov V. V., Mitrofanov I. G., Skalsky A. A. «Luna Glob» and «Luna Resource» Missions // The First Moscow Solar Syst. Symp. — 2010, Oct. 11–15. — Режим доступа: ms2010.cosmos.ru/pres/3/zelenyi_luna.ppt
46. Zuber M. T., Smith D. E., Asmar S. W., et al. Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) Mission: Status at the Initiation of the Science Mapping Phase // 43rd Lunar and Planet. Sci. Conf., March 19–23, 2012. Texas, USA. — Режим доступа: <http://www.lpi.usra.edu/meetings/lpsc2012/pdf/1489.pdf>

Стаття надійшла до редакції 24.02.13

В. С. Кислюк

КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЛУНЫ: СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ (ОБЗОР)

Представлен обзор основных результатов космических миссий к Луне на протяжении периода «Возвращения к Луне» (конец XX ст. — настоящее время). Проведен анализ реализованных лунных проектов и рассмотрены планы исследований Луны с помощью космических аппаратов на ближайшую перспективу.

V. S. Kislyuk

SPACE EXPLORATION OF THE MOON: CURRENT STATUS AND PROSPECTS (A REVIEW)

A review of basic results on lunar space missions carried out during the «Return to the Moon» period (from the end of the 20th century up to now) is presented. An analysis of completed lunar projects is performed. Some long-term plans of the Moon exploration in the immediate future by means of spacecrafts are considered.

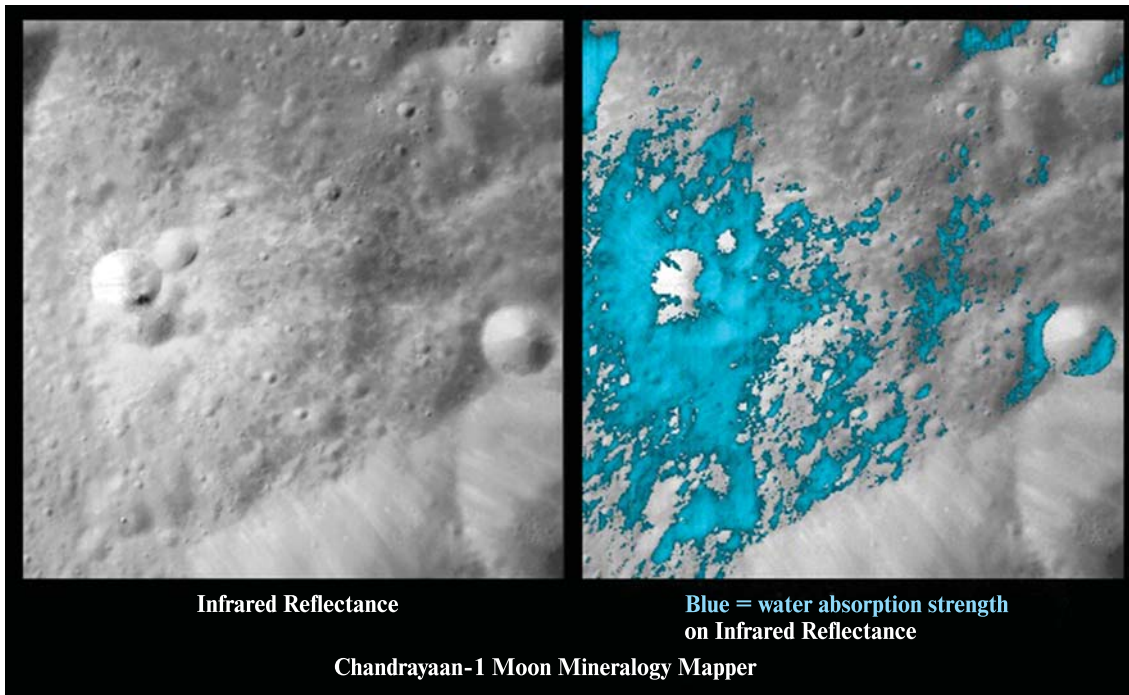


Рис. I. Зображення молодого кратера на зворотному боці Місяця, яким його «побачив» з КА «Чандраян-1» прилад НАСА M3 (*Moon Mineralogy Mapper*) [31]

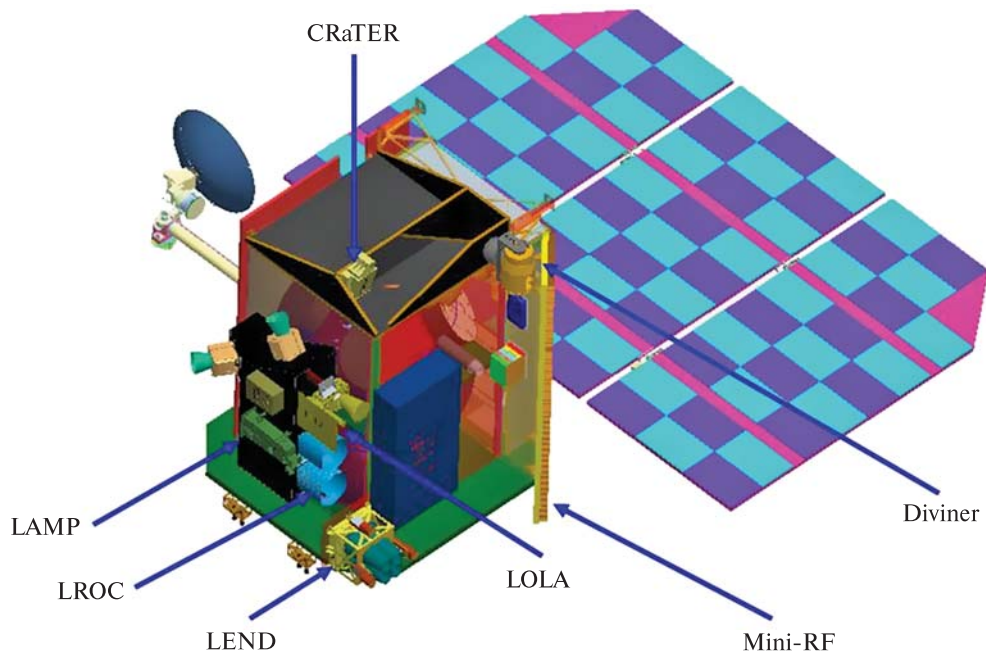


Рис. II. Розташування приладів на зонді LRO [16]

УДК 528.8.04

А. В. Соколовська, К. Ю. Суханов, О. Д. Федоровський

Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі
Інституту геологічних наук Національної академії наук України», Київ

ВИКОРИСТАННЯ КОСМІЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЗЗ ДЛЯ МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ СКЛАДОВИХ УРБОЛАНДШАФТУ НА ЕКОЛОГІЧНИЙ СТАН ТЕРИТОРІЇ МІСТА КИЄВА

Обґрунтовується можливість використання космічної інформації ДЗЗ для системного моделювання змін структури складових урболандшафту на прикладі м. Києва, їхнього впливу на розвиток екологічного стану міської території, шляхом формування математичної моделі процесів, визначення на основі статистичних даних кореляційних зв'язків та коефіцієнтів впливу складових урболандшафту.

ВСТУП

Дослідження, пов'язані з розвитком міських систем, надзвичайно різноманітні і багатогранні. Сучасні моделі дозволяють виконувати системне моделювання різних сценаріїв розвитку міських територій на різних ієрархічних рівнях дослідження: соціальному, екологічному та економічному. На цій основі отримуються оптимальні варіанти напрямків розвитку міських територій [1]. Особливо перспективними дослідженнями є контролювання та прогноз процесів, що відбуваються в екологічній сфері міських агломерацій. Відомо багато досліджень, присвячених оцінці екологічного стану міських територій [6], а саме: геологоекологічне районування, планування забудови, прогноз і оцінка ризику, техногенного навантаження, контроль гідрографічної і гідротехнічної мережі, контроль забруднення водних об'єктів, атмосфери та інші.

Одне з центральних місць у районуванні та оцінці екологічного стану займають дослідження складових урболандшафту включно з деякими техногенними факторами, які справляють найбільший негативний вплив на екологічний стан міста [11]. Для цього створюються моделі, які включають визначення, аналіз та наслідки вза-

ємодії одночасно усієї сукупності техногенних, урболандшафтних, геоландшафтних та деяких інших факторів на екологічний стан міської території. Важливим при цьому є визначення характеру взаємовпливу та взаємозалежності складових урболандшафту та геоекологічних факторів, що дозволить виділити зони з різним ступенем техногенно-екологічної небезпеки, розробити прогноз їхніх змін та обґрунтувати шляхи мінімізації їхнього шкідливого впливу.

Для отримання оперативної інформації, яка буде використана при подальшому моделюванні і оцінці екологічного стану міських територій, найбільш перспективним являється космічний геомоніторинг [7]. За допомогою космічних знімків ДЗЗ можна отримувати інформацію як для оперативного використання в разі аварійних ситуацій, так і для поточного контролю ландшафтно-функціональних зон міських агломерацій та прилеглих до них територій. Отримана таким чином інформація використовується для моделювання різноманітних сценаріїв перспективного розвитку міст, розробки довгострокових прогнозів і накопичення статистичних даних динаміки змін екологічного стану міських територій.

Метою даної роботи є обґрунтування можливості використання космічної інформації ДЗЗ для системного моделювання змін структури складових урболандшафту, їхнього впливу на

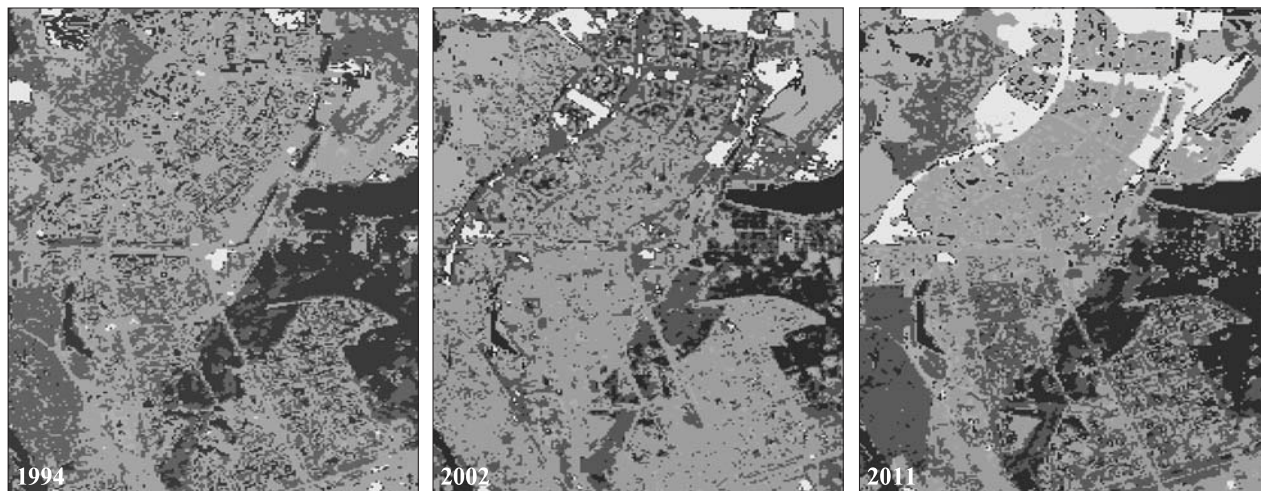


Рис. 1. Фрагменти зображень міста Києва, отримані в результаті дешифрування космічних знімків «Landsat 5 TM» за 1994, 2002 та 2011 рр.

розвиток екологічного стану міської території шляхом формування математичної моделі процесів, визначення на основі статистичних даних кореляційних зв'язків та коефіцієнтів впливу складових урболандшафту (включно з деякими геоecологічними факторами), на прикладі міста Києва за період 1994 – 2011 рр.

ДЖЕРЕЛА ДАНИХ

Для досліджень було використано 16 «безхмарних» знімків території Києва, отриманих з супутників «Landsat 7/ETM+», «Landsat 5 TM» за період 1994 по 2011 рр. (рис. 1).

За офіційними даними, площа Києва дорівнює 835.6 км², яка розділена на 10 адміністративних районів. До міської території включені досить великі лісові масиви, розташовані за межами міської забудови. Велику площу займають також численні парки і сквери. Зелені насадження займають 361 км² або 43 %. Проте вирубка дерев у парках та прибудинкових територіях протягом останнього десятиріччя зменшує площу зелених насаджень. Окрім лісів, на кліматичні та екологічні особливості Києва впливає наявність поверхневих водних об'єктів: річок, озер, ставків. За офіційними даними, їхня площа у межах міста становить 47 км² або 8.0 % від загальної [2].

Основними речовинами, що забруднюють атмосферне повітря, є оксид вуглецю, сполуки

азоту, леткі органічні сполуки, діоксид та інші сполуки сірки (понад 96.9 % від загальної кількості викидів).

Виходячи з параметрів вище перерахованих космічних знімків, для подальших досліджень були відібрані такі складові урболандшафту міста Києва, а також деякі геоecологічні фактори, отримані на основі космічної інформації: зелені насадження, водні об'єкти, забудована територія та техногенне навантаження.

МЕТОДИ

Для обробки та інтерпретації матеріалів дистанційного зондування були використані програмні комплекси Erdas Imagine та ArcGIS., які мають розвинений інструментарій просторового аналізу. Для точнішої обробки та класифікації космічних знімків доцільне спільне використання автоматичної класифікації та «спектральних індексів», отриманих на основі перерахунку співвідношення яскравості об'єктів в різних спектральних зонах.

Автоматична класифікація виконувалася методом неконтрольованої класифікації кластерів (Iso Cluster Unsupervised Classification), в якому застосовується ітеративний процес для обчислення мінімальної евклідової відстані при віднесенні кожної найближчої комірки до певного кластера. При розрахунку «спектральних індек-

сів» було використано нормалізований різнице-вий індекс рослинності $NDVI$ [3], який є показником кількості біомаси:

$$NDVI = (NIR - RED) / (NIR + RED), \quad (1)$$

де RED і NIR — спектральні яскравості в червоному і ближньому інфрачервоному діапазонах відповідно.

Також було розраховано нормований водний індекс (NWI), який використовує зелений діапазон та середній інфрачервоний діапазон [14]:

$$NWI = \frac{R_{560(GR)} - R_{1650(SWIR)}}{R_{560(GR)} + R_{1650(SWIR)}}, \quad (2)$$

де $R_{560(GR)}$ — спектральне відбиття в зеленому діапазоні електромагнітного спектра на довжині хвиль $\lambda \approx 560$ нм, $R_{1650(SWIR)}$ — спектральне відбиття в інфрачервоному діапазоні близько $\lambda \approx 1650$ нм.

Для розробки моделі і системного моделювання екологічного стану міської території з використанням космічної інформації ДЗЗ було запропоновано метод адаптивного балансу впливів — *Adaptive Balance of Causes* (АВС-метод). У роботі І. Е. Тимченко та Е. М. Ігумнової [9] показано можливість застосування для моделювання природних процесів методу АВС, заснованого на врахуванні ієрархії і причинно-наслідкових зв'язків між модулями складної системи на основі системної динаміки Д. Форрестора [12]. АВС-метод передбачає, що модулі системи знаходяться в стані динамічної рівноваги, підтримуваної функціями впливу, які пов'язують даний модуль з іншими модулями системи. Під управлінням зовнішньої дії на систему усередині неї зберігається режим динамічного балансу впливів.

Цей метод полягає в розробці концептуальної моделі і формуванні математичної моделі, яку складають рівняння, що описують адаптивний баланс впливів у системі. Побудова моделі міської території виконувалась на основі експертних даних про причинно-наслідкові відношення у модельній системі з подальшим моделюванням та прогнозуною оцінкою екологічного стану міської території.

Основне рівняння методу виражає баланс тенденцій у зміні значень процесу (x), обумовлених впливами на нього з боку інших процесів [10]:

$$\frac{dx_i}{dt} = 1 - 2F^{(+)}(a_{i1}x_1 + a_{i2}x_2 + \dots + a_{in}x_n + x_i), \quad (3)$$

$$i = 1, 2, \dots, n,$$

де a_{is} — коефіцієнти рівнянь моделі (надалі коефіцієнти), які враховують вплив складової s на складову i та зберігають постійне значення у вибраному інтервалі часу.

Якщо базова функція впливів $F^{(+)}$ має форму параболи, що асимптотично наближається до одиниці, рівняння (3) стає лінійним:

$$\frac{dx_i}{dt} = a_{i1}x_1 + a_{i2}x_2 + \dots + a_{i,i-1}x_{i-1} + a_{i,i+1}x_{i+1} + \dots + a_{in}x_n - x_i, \quad (4)$$

де t — часовий або просторовий аргумент процесу, $i = 1, 2, \dots, n$.

У результаті одержимо систему n лінійних рівнянь математичної моделі, яку будемо використовувати у подальшому. Коефіцієнти впливу a_{ij} можуть бути ідентифіковані двома основними шляхами: за оцінками експертів і на основі статистичної обробки архівних даних.

У Державній установі «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України» для моделювання складних систем на основі викладеної теорії розроблено спеціальну програму, яку і використано у даній роботі.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

На основі дешифрування і аналізу космічних зображень міста Києва за період 1994—2011 рр. було отримано значення характеристик основних складових урболандшафту, вплив яких на екологічний стан міської території досліджується далі, а саме: зеленої зони (A), водних об'єктів (B), забудови (C) і техногенного навантаження (T) (див. табл. 1).

Екологічний стан міста оцінювався на основі комплексного індексу K забруднення атмосфери, значення якого були отримані Центральною геофізичною обсерваторією [8] в результаті наземних вимірювань. Обернена величина $E = 1/K$ (умовні одиниці) використовується для оцінки екологічного стану міста. Значення техногенного навантаження T у 2002...2009 рр. вважалось рівним значенню концентрації CO_2 в атмосфері, яке було отримане сенсором AIRS космічного апарату.

та «Аqua» [13], а для інших років використовувалося значення загазованості атмосфери міста газом СО на основі даних Центральної геофізичної обсерваторії. При цьому коефіцієнт кореляції супутникових і наземних вимірювань складав 0.9.

На рис. 1 представлено два фрагменти зображень міста Києва, отримані в результаті дешифрування космічних знімків «Landsat 5 ТМ» за 1994, 2002 та 2011 рр. Зіставлення зображень дозволяє побачити істотні зміни розмірів площ складових міської території, які відбулися за цей період.

Системне моделювання і прогнозна оцінка розвитку екологічного стану міської території під впливом змін складових урболандшафту виконувалась на основі рівнянь (2).

Якщо прийняти, що кожна зі складових може бути виражена лінійною комбінацією решти складових, то можна скласти математичну модель взаємозв'язку складових урболандшафту (4):

$$\begin{aligned} \frac{dE}{dt} &= a_{EC}C + a_{ET}T + a_{EA}A + a_{EB}B - E, \\ \frac{dC}{dt} &= a_{CT}T + a_{CA}A + a_{CB}B + a_{CE}E - C, \\ \frac{dT}{dt} &= a_{TA}A + a_{TB}B + a_{TE}E + a_{TC}C - T, \\ \frac{dA}{dt} &= a_{AB}B + a_{AE}E + a_{AC}C + a_{AT}T - A, \\ \frac{dB}{dt} &= a_{BE}E + a_{BC}C + a_{BT}T + a_{BA}A - B. \end{aligned} \quad (5)$$

Для моделювання і оцінки екологічного стану необхідно знати значення коефіцієнтів a_{ij} . Визначення їх є важливим етапом формування моделі. Від того, наскільки правильно визначені значення коефіцієнтів, залежить якість сценаріїв розвитку системи. Особливість методу АВС полягає в тому, що на основі даних попередніх досліджень можна дати оцінку коефіцієнтів на основі статистичних даних. З цією метою використовуються елементи кореляційної матриці досліджуваних складових, що дозволяє виключити визначення коефіцієнтів евристично. Крім того, спрощується побудова рівнянь моделі, які в цьому випадку мають уніфіковану форму. У відповідності до цього стан балансу складових у системі (5) може бути використаний для визначення самих коефіцієнтів впливу.

Прирівнюючи до нуля праві частини рівнянь системи (5), одержуємо систему однорідних лінійних рівнянь:

$$\begin{aligned} a_{EC}C + a_{ET}T + a_{EA}A + a_{EB}B &= E, \\ a_{CT}T + a_{CA}A + a_{CB}B + a_{CE}E &= C, \\ a_{TA}A + a_{TB}B + a_{TE}E + a_{TC}C &= T, \\ a_{AB}B + a_{AP}E + a_{AC}C + a_{AT}T &= A, \\ a_{BE}E + a_{BC}C + a_{BT}T + a_{BA}A &= B. \end{aligned} \quad (6)$$

Оскільки складові урболандшафтів формуються в умовах міських територій, їхні значення повинні бути узгоджені між собою, а саме — з

Таблиця 1. Значення характеристик складових урболандшафту

Роки	<i>K</i> , ум. од.	<i>E</i> , відн. од.	<i>A</i> , км ²	<i>B</i> , км ²	<i>C</i> , км ²	<i>T</i> , мг/м ³
1994	9.8	0.102	602.2	48.3	174.4	1.72
1995	9.95	0.101	601.8	48	177.6	1.68
1996	10	0.099	601.4	48.4	177.9	1.74
1998	10.25	0.097	600.7	47.2	178.4	2.1
1999	11	0.092	600.3	47.8	178.1	2.05
2000	11.02	0.090	598.6	48.4	175.4	2.13
2001	13.58	0.074	592.6	46.9	179.1	2.1
2002	14.3	0.069	591.2	45.2	182.7	2
2004	14.96	0.067	584.7	45.8	190.9	2.32
2005	15.06	0.066	585.1	45.6	190.1	2.4
2006	15.4	0.065	585.3	45.6	192.5	2.59
2007	15.68	0.064	584.5	45.7	194.9	2.6
2008	15.96	0.062	573.7	45.9	202.9	2.81
2009	17.98	0.056	568.6	46.4	210.9	3.0
2010	18.32	0.055	568.2	45.6	211.8	2.95
2011	18.5	0.054	567.8	45.6	217.6	3.18

рівнянь (4) в результаті нескладних перетворень були отримані системи рівнянь для знаходження невідомих коефіцієнтів a_{ij} . Нижче приведено рівняння для знаходження коефіцієнтів впливу a_{EC} , a_{ET} , a_{EA} , a_{EB} :

$$\begin{aligned} a_{EC} + r_{CT}a_{ET} + r_{CA}a_{EA} + r_{CB}a_{EB} &= r_{EC}, \\ r_{TC}a_{EC} + a_{ET} + r_{TA}a_{EA} + r_{TB}a_{EB} &= r_{ET}, \\ r_{AC}a_{EC} + r_{AT}a_{ET} + a_{EA} + r_{AB}a_{EB} &= r_{EA}, \\ r_{BC}a_{EC} + r_{BT}a_{ET} + r_{BA}a_{EA} + a_{EB} &= r_{EB}. \end{aligned} \quad (7)$$

Аналогічно можуть бути одержані системи рівнянь для процесів C , T , A , B , які використовуються при знаходженні відповідних коефіцієнтів a_{is} . Необхідні для цієї мети коефіцієнти кореляції знаходяться у відповідних рядках кореляційної матриці. Для знаходження коефіцієнтів досить скористатися формулами Крамера [5].

Таким чином, після визначення всіх значень коефіцієнтів з'являється можливість на основі першого рівняння системи (5) змоделювати вплив складових урболандшафту на екологічний стан міського середовища. Для програмного моделювання вказане рівняння представлено в кінцевих різницях (8):

$$E_m = E_j + \tau(a_{EC}O_j + a_{ET}T_j + a_{EA}R_j + a_{EB}B_j - E_j), \quad (8)$$

де $E_m, E_j, C_j, T_j, A_j, B_j$ — j -ті значення процесів ($m > j$), τ — інтервал часу, протягом якого значення коефіцієнтів можна наближено вважати постійними.

Розраховані за архівними даними досліджуваних процесів коефіцієнти кореляції r_{is} у місті Києві за період з 1994 по 2011 рр. наведено у табл. 2, а коефіцієнти впливу для параметра E дорівнюють: $a_{EA} = 1.14$, $a_{EB} = 0.37$, $a_{EC} = 0.75$, $a_{ET} = -0.26$.

Моделювання екологічного стану міської території виконувалось шляхом виявлення впливу на екологічний стан міста поступової зміни кожної складової урболандшафту (зеленої зони, водойм, забудови та техногенного навантаження) на 10 % від номінального значення 1994 р. При цьому інтервал часу необхідно вибирати з урахуванням сталості коефіцієнтів впливу a_{ij} .

З рис. 2 видно, що модель адекватно реагує на зміну складових урболандшафту. Так, збільшення площ зеленої зони призводить до значного покращення екологічного стану території міста

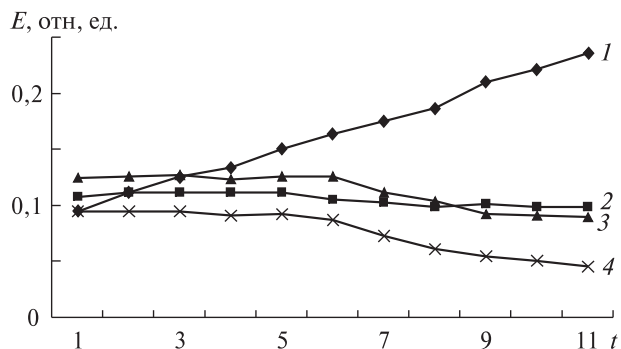


Рис. 2. Модельні залежності екологічного стану від зміни площ зеленої зони (1), водойм (2), забудови (3) та техногенного навантаження (4)

Києва, а підвищення техногенного навантаження викликає погіршення екологічного стану, зростання площ забудови і водойм незначно впливає на екологічний стан міської території.

Оскільки дані, наведені у табл. 2, здобуто на відносно обмеженому експериментальному матеріалі, для підтвердження статистично вірогідної кореляційної залежності між дослідженими величинами необхідно показати, що значення коефіцієнтів кореляції r дійсно не дорівнюють нулю для $n = 16$, де n — кількість років. З огляду на те що розподіл r повільно зводиться до нормального, дану операцію було проведено з використанням функції $U = \frac{\sqrt{n-3}}{2} \ln \frac{1+r}{1-r}$ шляхом перевірки гіпотези про рівність нулеві одержаних коефіцієнтів кореляції r для певної кількості експериментів [4]. Відсутність статистично вірогідної кореляційної залежності виявляється у випадку, коли значення функції U потрапляють в інтервал $-Z_{\alpha/2} \leq U < Z_{\alpha/2}$, де $Z_{\alpha/2}$ — обмеження по площі гауссівського розподілу по ординатах

Таблиця 2. Значення коефіцієнтів кореляції r_{is}

	Е	А	В	С	Т
Е	1.0	0.97	0.91	-0.85	-0.82
А	0.97	1.0	0.89	-0.93	-0.84
В	0.91	0.89	1.0	-0.86	0.71
С	-0.85	-0.93	-0.86	1.0	0.82
Т	-0.82	-0.84	-0.71	0.82	1.0

$\pm\alpha$. Значення U для $n = 16$ років і $r = 0.71$ (найменше значення у табл. 2) дорівнює 3.19. Межі зони $-Z_{\alpha/2}$ і $Z_{\alpha/2}$ для функції U обрано при значеннях $\alpha = 0.1$ (це відповідає ймовірності 0.71). Вони дорівнюють відповідно -1.65 і $+1.65$.

Таким чином, підтверджується наявність статистично вірогідної кореляційної залежності та достовірності результатів досліджень.

ВИСНОВКИ

1. На основі системного підходу з використанням АВС-методу і космічної інформації ДЗЗ проведено системне моделювання впливу основних складових урболандшафту на екологічний стан міста Києва, яке визначило, що сформована модель адекватно реагує на збільшення обсягу складових та техногенного навантаження, яке призводить до відповідних змін екологічного стану міської території.

2. Запропонований підхід дає змогу з незначними похибками прогнозувати, виходячи з реальних умов, зміну екологічного стану міських територій під впливом різних факторів та надає відповідним службам міста можливість своєчасно реагувати на можливі наслідки.

1. Гутнов А. Э. Город как объект системного исследования // Системные исследования. — М.: Наука, 1977. — С. 212—234.
2. Екологічний паспорт Київської області. — Київ, 2011. — 94 с.
3. Ермошин И. С. Современные средства автоматизированного дешифрирования космических снимков и их использование в процессе создания и обновления карт // ARCREVIEW. — 2009. — № 1. — С. 12—13.
4. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике. — М.: Наука, 1974. — 831 с.
5. Крамер Г. Математические методы статистики. — М.: Мир, 1975. — 648 с.
6. Кучерявий В. П. Урбоекологія. — Львів: Світ, 1999. — 359 с.
7. Лялько В. И., Федоровский А. Д., Попов М. А. и др. Использование данных спутниковой съемки для изучения природоресурсных проблем // Космічні дослідження в Україні. 2002—2004. — К., 2004. — С. 7—14.
8. Праці Центральної геофізичної обсерваторії / Під ред. О. О. Косовця. — К.: Інтерпрес ЛТД, 2009. — Вип. 5 (19). — 116 с.

9. Тимченко И. Е., Игумнова Е. М. Системный менеджмент и АВС-технологии устойчивого развития. — Севастополь: МГИ НАН Украины, 2000. — 225 с.
10. Тимченко И. Е., Игумнова Е. М. Прогнозирование природных процессов методом адаптивного баланса влияния // Мор. гидрофиз. журн. — 2004. — № 5. — С. 53—63.
11. Федоровский А. Д., Лищенко Л. П. Ландшафтно-системный подход при оценке геоэкологической ситуации в регионе // Доп. Нац. акад. наук України. — 2003. — № 11. — С. 37—40.
12. Форрестор Д. Динамика развития города. — М.: Прогресс, 1974. — 28 с.
13. Engelen R. J., Serran S., Chevallier F. Four dimensional data assimilation of atmospheric CO₂ using AIRS observations // J. Geophys. Res. — 2009. — 114. — D03303, doi:10.1029/2008JD010739.
14. Huete A., Justice C., van Leeuwen W. Modis vegetation index (MOD13). Algorithm theoretical basis document. Version 3.1999. — April. — 120 p.

Стаття надійшла до редакції 08.04.13

А. В. Соколовская, К. Ю. Суханов, А. Д. Федоровский

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЗЗ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ СОСТАВЛЯЮЩИХ УРБОЛАНДШАФТА НА ЭКОЛОГИЧЕСКОЕ СОСТОЯНИЕ ГОРОДСКОЙ ТЕРРИТОРИИ (НА ПРИМЕРЕ ГОРОДА КИЕВ)

Обосновывается возможность использования космической информации ДЗЗ для системного моделирования изменений структуры составляющих урболандшафта на примере г. Киева, их влияния на развитие экологического состояния городской территории, путем формирования математической модели процессов, определение на основе статистических данных корреляционных связей и коэффициентов влияния составляющих урболандшафта.

A. V. Sokolovska, K. Yu. Sukhanov, O. D. Fedorovskyi

THE USE OF EARTH REMOTE SENSING INFORMATION FOR ESTIMATION OF THE URBAN LANDSCAPE INFLUENCE ON THE ECOLOGICAL CONDITION OF THE KYIV TERRITORY

We substantiate the possibility to use the Earth remote sensing space information for system simulation of changes in the structure of urban landscape components (the Kyiv city is used as an example), for the simulation of the influence of these changes on the ecological condition evolution of an urban territory. For this, a mathematical model of processes is developed and correlations and influence coefficients for urban landscape components are determined on the basis of statistical data.

УДК 550.388, 551.520.32

А. К. ФедоренкоИнститут космічних досліджень Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України, Київ**АКУСТИЧЕСКАЯ И ГРАВИТАЦИОННАЯ СОСТАВЛЯЮЩИЕ
ВОЛНОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ВЫСОКОШИРОТНОЙ ТЕРМОСФЕРЕ**

По измерениям на низкоорбитальном спутнике «Dynamic Explorer 2» исследован вклад градиента давления (акустической составляющей) и силы тяжести (гравитационной составляющей) в волновых вариациях параметров высокоширотной термосферы. Установлено, что в полярных областях в интервале высот 250–400 км систематически преобладают волновые возмущения, в которых акустическая и гравитационная составляющие близки по величине, а спектральные характеристики являются выделенными. Полученное соотношение акустической и гравитационной частей свидетельствует о специфическом энергетическом балансе этих волн.

ВВЕДЕНИЕ

По данным измерений на спутнике «Dynamic Explorer 2» (DE) в интервале высот 250–400 км полярной термосферы систематически регистрируются волновые возмущения с преобладающей горизонтальной длиной волны $\lambda_x = 500...600$ км и частотой, близкой к частоте Брента — Вайсяля [3, 9, 10]. Эти волны наблюдаются при разном уровне геомагнитной возмущенности, заполняя фактически всю область внутри аврорального овала, а в ночном секторе иногда простираются до средних геомагнитных широт. Наблюдаемые волновые вариации разных атмосферных параметров (температуры, концентрации, давления, скорости) согласуются между собой и удовлетворяют теоретическим соотношениям для свободно распространяющихся акустико-гравитационных волн (АГВ). Амплитуды полярных возмущений в относительных вариациях концентрации и температуры нейтральных частиц составляют обычно 3...10 %.

Характер движения частиц в АГВ определяется соотношением между градиентом давления и силой тяжести. В соответствии с этим в наблюдаемых волновых вариациях плотности можно выделить две составляющие: акустическую, свя-

занную с градиентом давления и гравитационную, обусловленную влиянием силы тяжести. Для монохроматической плоской АГВ относительные вариации плотности можно представить в виде [11]:

$$\frac{\delta\rho}{\rho} = \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) \frac{h}{H} + \frac{v_x u_x}{c_s^2}, \quad (1)$$

где ρ — невозмущенная плотность, $\delta\rho$ — волновое возмущение плотности, h — вертикальное смещение элемента объема газа, $H = kT_n / mg$ — высота однородной атмосферы, k — постоянная Больцмана, T_n — температура нейтральной составляющей, m — средняя молекулярная масса, g — ускорение свободного падения, γ — показатель адиабаты, $u_x = \omega / k_x$ — горизонтальная фазовая скорость волны, ω — частота, k_x — горизонтальная составляющая волнового числа, v_x — горизонтальная скорость частиц, c_s — скорость звука.

Первое слагаемое в формуле (1) отражает эффекты силы тяжести в наблюдаемых вариациях плотности: адиабатическое расширение (сжатие) элемента объема газа и перепад фоновой плотности при его вертикальных смещениях. Обозначим это слагаемое

$$Gr = \left(\frac{\gamma-1}{\gamma} \right) \frac{h}{H}, \quad (2)$$

и в дальнейшем будем называть гравитационным.

На основе линеаризованного уравнения сохранения горизонтального импульса можно получить, что для монохроматической волны возмущение давления $\delta p = \rho v_x u_x$ [11]. Поскольку $c_s^2 = \gamma p / \rho$, второе слагаемое в правой части (1) отражает вариации плотности за счет возмущения давления, как в обычной звуковой волне. В этом смысле назовем его акустической частью вариаций плотности

$$Ac = \frac{v_x u_x}{c_s^2} = \frac{1}{\gamma} \frac{\delta p}{p}. \quad (3)$$

Как видно из (2) и (3), вклад акустической и гравитационной составляющих в результирующие вариации плотности определяется свойствами волн и параметрами среды.

Целью данной работы является исследование вклада акустической и гравитационной составляющих в АГВ, наблюдавшихся в высокоширотной термосфере по данным измерений на спутнике «Dynamic Explorer 2». Орбита этого спутника — эллиптическая с высотой 250—1000 км и наклоном 89.9°, что удобно для исследования полярной термосферы. Комплекс научной аппаратуры DE2 включал приборы для контактных измерений параметров нейтральной атмосферы (концентрации, температуры и скорости частиц). Концентрации нейтральных составных измерялись с помощью масс-спектрометра в эксперименте NACS (Neutral Atmosphere Composition Spectrometer) [5], температура и скорость нейтральных частиц — в эксперименте WATS (Wind and Temperature Spectrometer) [12]. Волны в работе исследовались на низких участках витков (250—400 км).

В работе рассмотрены свойства среды на высотах наблюдения волновых возмущений, представлена методика, позволяющая наблюдаемые вдоль витка спутника волновые вариации плотности разделить на акустическую и гравитационную составляющие. На основе экспериментальных данных исследовано соотношение этих составляющих в полярных АГВ. Показано, как акустическая и гравитационная части вариаций плотности связаны с энергетическим балансом волн.

СВОЙСТВА СРЕДЫ НА ВЫСОТАХ НАБЛЮДЕНИЯ АКУСТИКО-ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН

Выражения (1)—(3) получены в приближении однокомпонентной изотермической среды. В земной атмосфере выше турбопаузы (примерно 100 км) отдельные газы распределены в соответствии с индивидуальными высотными масштабными $n_i(z) = n_{i0} \exp(-z/H_i)$, где индекс « i » обозначает отдельный сорт газа, n_i — концентрации компонентов, $H_i = kT_n/m_i g$ — высота однородной атмосферы отдельного газового компонента, m_i — масса молекулы или атома. В связи с этим химический состав и средняя молекулярная масса изменяются с высотой. На каждом высотном уровне выполняется соотношение

$$p(z) = \sum n_i(z) kT(z), \quad \rho(z) = \sum n_i(z) m_i, \quad (4)$$

где суммирование проводится по всем сортам атмосферных компонентов. Из выражения (4) следует

$$p(z) = \rho(z) g H(z), \quad (5)$$

где

$$H(z) = \frac{kT_n(z)}{m(z)g}, \quad m(z) = \frac{\sum n_i(z) m_i}{\sum n_i(z)}. \quad (6)$$

В предположении гидростатического равновесия атмосферы

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g \quad (7)$$

из (4)—(7) получаются выражения, описывающие вертикальные распределения фонового давления и плотности:

$$\frac{1}{p} \frac{dp}{dz} = -\frac{1}{H}, \quad \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dz} = -\frac{1}{H} \left(1 + \frac{dH}{dz} \right). \quad (8)$$

Повторяя рассуждения, аналогичные [11], но с учетом отличия фоновых распределений давления и плотности согласно (8), получим выражение для гравитационной части вариаций плотности в неоднородной по вертикали атмосфере:

$$Gr = \frac{h}{H} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} + \frac{dH}{dz} \right). \quad (9)$$

В выражении (9), по сравнению с (2), появляется дополнительное слагаемое, учитывающее изменение с высотой температуры и средней

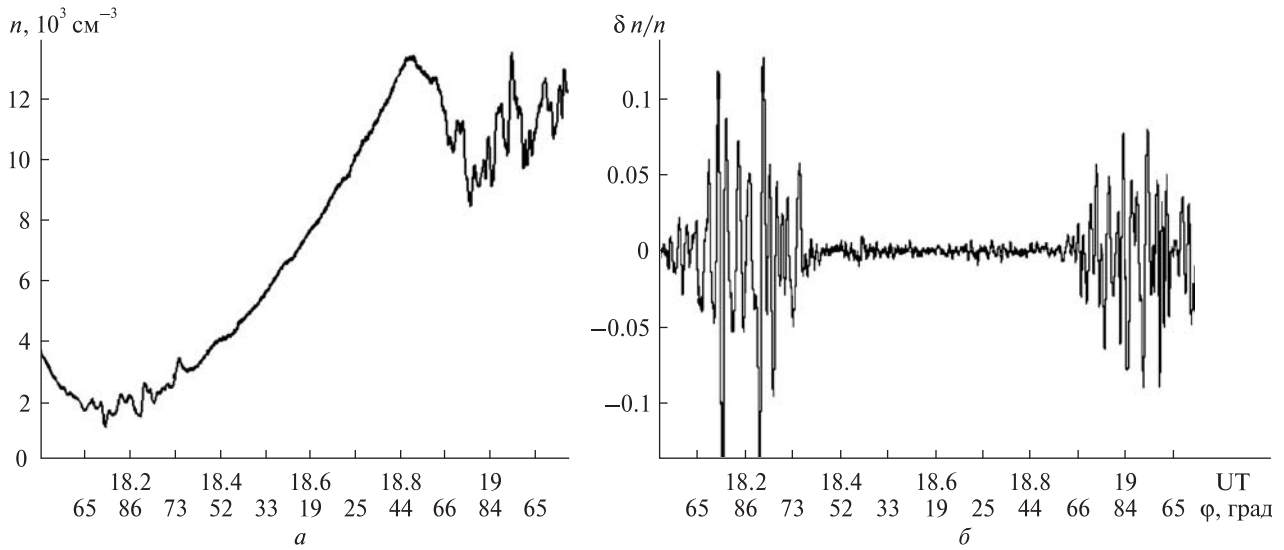


Рис. 1. Общая концентрация (а) и относительные вариации концентрации нейтральных частиц (б) вдоль витка спутника «Dynamic Explorer 2» (23 января 1983 г., виток 8257)

молекулярной массы. Поскольку выше 250 км температура в атмосфере фактически не зависит от высоты, положим, что dH/dz определяется только изменением средней молекулярной массы. Тогда с учетом (6) для изотермической атмосферы получим

$$\frac{dH}{dz} = -\frac{kT_n}{gm^2} \frac{dm}{dz} = \frac{\sum n_i \sum m_i^2 n_i}{(\sum m_i n_i)^2} - 1. \quad (10)$$

В исследуемом интервале высот (250—400 км) атмосферный газ состоит в основном из атомарного кислорода O и молекулярного азота N₂. Если ограничиться только этими двумя газами, получим

$$\frac{dH}{dz} = \frac{n_1 n_2 (m_1 - m_2)^2}{(m_1 n_1 + m_2 n_2)^2}. \quad (11)$$

Величина dH/dz , рассчитанная по модели атмосферы MSIS-90, составляет около 0.1 на высоте 250 км и 0.07 на высоте 400 км. Непосредственно вычисленная на отдельных витках спутника DE2 по измерениям концентраций O и N₂ эта добавка также не превышает 0.1. Как следует из выражения (9), учет уменьшения с высотой средней молекулярной массы приводит к увеличению гравитационной части примерно на 25 %

в рассматриваемом интервале высот, поскольку в этом интервале $(\gamma - 1)/\gamma = 0.36 \dots 0.38$. Эффективное значение γ определялось по относительному вкладу одноатомного кислорода ($\gamma_1 = 1.67$) и двухатомного азота ($\gamma_2 = 1.4$).

ВЫЧИСЛЕНИЕ АКУСТИЧЕСКОЙ И ГРАВИТАЦИОННОЙ СОСТАВЛЯЮЩИХ ПО СПУТНИКОВЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ

Изучение волновых возмущений в концентрации нейтральных частиц на основе прямых спутниковых измерений усложняется крупномасштабными перепадами фоновой плотности атмосферы вдоль витка спутника, связанными, в первую очередь, с изменением высоты орбиты, суточным ходом концентрации, локальным разогревом в областях высыпаний частиц и др. (рис. 1, а). Поэтому для получения волновых вариаций из исходных рядов данных проводится предварительная обработка, состоящая в отделении волн от крупномасштабных изменений [3]. Относительные вариации получены нормированием на усредненное фоновое значение. Полярные области отчетливо выделяются на каждом витке спутника DE2 повышенным уровнем волновой активности (рис. 1, б).

Частота волны, регистрируемая со спутника равна $\omega' = \omega \pm k_{xs} \cdot V_s$, где ω — частота в неподвижной системе отсчета, k_{xs} — составная волнового вектора вдоль витка, V_s — скорость спутника. Согласно теоретическим представлениям, подтверждаемым многочисленными наземными наблюдениями, горизонтальная фазовая скорость АГВ на этих высотах составляет сотни метров в секунду, что на порядок меньше скорости низкоорбитального спутника (около 8 км/с). Поэтому для АГВ $\omega' \approx \pm k_{xs} V_s$, т. е. со спутника фактически измеряется спектр волновых чисел. Соответственно зависимость параметров от всемирного времени УТ на рис. 1 дает информацию о пространственном распределении волнового процесса вдоль витка спутника, а не о его временном периоде.

При наличии одновременных измерений температуры и концентраций разных атмосферных газов можно предложить два способа разделения наблюдаемых вариаций плотности на составляющие Gr и Ac . В основе первого способа лежит непосредственное вычисление акустической части, затем Gr находится вычитанием Ac из общих вариаций плотности. В другом способе, наоборот, вначале вычисляется Gr , а затем вычитанием из общих вариаций определяется акустическая составляющая.

Первый способ (вычисление акустической части). Этот способ наиболее очевиден. Используя уравнение состояния идеального газа

$$\frac{\delta p}{p} = \frac{\delta n}{n} + \frac{\delta T_n}{T_n}, \quad (12)$$

с помощью (3) можно непосредственно вычислить акустическую часть по вариациям плотности и температуры. Затем, вычтя Ac из относительных вариаций плотности, получаем Gr . Аналогичным способом акустическая часть АГВ вычислялась, например, в работе [9]. При таком способе возникает необходимость синхронизировать ряды измерений температуры и концентрации, полученные с помощью разных датчиков, а также привести их к одинаковой частоте представления данных. Главным ограничением такого способа является необходимость одновременных измерений плотности и температуры.

Второй способ (вычисление гравитационной части). Рассмотрим другой способ разделения волновых вариаций на акустическую и гравитационную части, в основе которого лежит непосредственное вычисление Gr .

Для этого вначале получим выражение для связи относительных вариаций концентраций разных газов в волне. Линеаризованные уравнения сохранения вещества для смеси газов и для частиц сорта « i » запишем в виде [5]

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial(\delta\rho)}{\partial t} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial\rho}{\partial z} v_z + \nabla\mathbf{v} = 0, \quad (13)$$

$$\frac{1}{\rho_i} \frac{\partial(\delta\rho_i)}{\partial t} + \frac{1}{\rho_i} \frac{\partial\rho_i}{\partial z} v_{zi} + \nabla\mathbf{v}_i = 0. \quad (14)$$

Положим, что частицы всех сортов газов движутся в волне как одно целое, т. е. $\mathbf{v}_i = \mathbf{v}$, $v_{zi} = v_z$. Вычитая из (14) выражение (13), с учетом (8), а также $(1/\rho_i)\partial\rho_i/\partial z = -1/H_i$, получим

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\delta\rho_i}{\rho_i} \right) - \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\delta\rho}{\rho} \right) = \left(\frac{1}{H_i} - \frac{1}{H} - \frac{1}{H} \frac{dH}{dz} \right) v_z. \quad (15)$$

Поскольку для монохроматической волны $\partial/\partial t = i\omega$, а $v_z = i\omega h$, для связи относительных вариаций отдельной составной плотности и общих вариаций плотности получим

$$\frac{d\rho_i}{\rho_i} = \frac{d\rho}{\rho} + \left(\frac{H}{H_i} - 1 - \frac{dH}{dz} \right) \frac{h}{H}. \quad (16)$$

Из уравнения (16) следует соотношение, позволяющее по измерениям концентраций двух газов определить вертикальное смещение объема в волне:

$$\frac{h}{H} = \frac{m}{m_1 - m_2} \left(\frac{dn_1}{n_1} - \frac{dn_2}{n_2} \right). \quad (17)$$

Отметим, что выражение (17) справедливо для любого типа распространяющейся волны, в которой происходят смещения объема по вертикали. Такая уникальная возможность для определения вертикального смещения возникает из-за гравитационно-диффузионного разделения отдельных газов в поле силы тяжести. Очевидно, что ниже турбопаузы, где все dn_i/n_i равны друг другу, такой метод неприменим.

С учетом (6), (10) и (17) можно показать, что для изотермической атмосферы

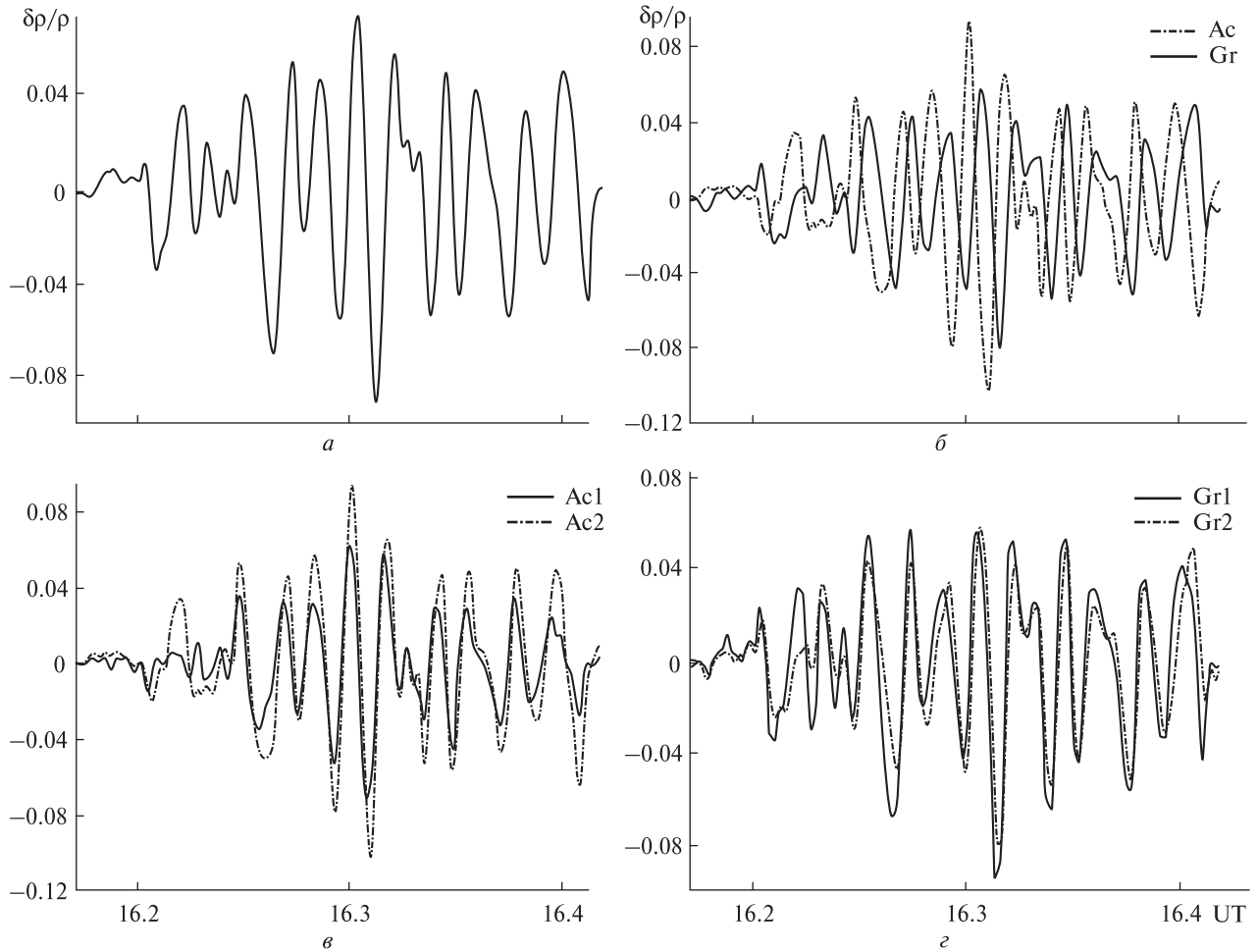


Рис. 2. Волновые вариации плотности на полярном участке витка 8303 спутника «Dynamic Explorer 2»: а — общие относительные вариации плотности, б — акустическая и гравитационная части, в, г — сравнение акустической и гравитационной составляющих, полученных двумя способами

$$\frac{dH}{dz} = \frac{H}{h} \frac{dm}{m}, \quad (18)$$

т. е. добавка к гравитационной части представляет собой относительную вариацию средней молекулярной массы dm/m . Для вычисления dm/m можно определить среднюю массу m вдоль витка согласно (6), затем исключить тренд и нормировать на среднее невозмущенное значение. Эту же добавку можно вычислить и как разность между относительными вариациями общей плотности и концентрации $dm/m = d\rho/\rho - dn/n$.

Определив гравитационную часть Gr с учетом (17), (18) и вычтя ее из общих вариаций плотности, получим акустическое слагаемое Ac . Такой способ менее очевиден, чем первый, однако в этом случае для вычисления гравитационной части достаточно измерений концентраций двух сортов газов.

На рис. 2 а, б показаны относительные вариации плотности $\delta\rho/\rho$, а также акустическая (Ac) и гравитационная (Gr) составляющие этих вариаций на примере волнового цуга, наблюдавшегося над южной полярной шапкой на витке 8303. Отметим, что акустическая составная по

величине незначительно превышает гравитационную. Акустическая и гравитационная части, вычисленные первым ($Ac1$, $Gr1$) и вторым ($Ac2$, $Gr2$) из рассмотренных выше способов, показаны на рис. 2 *в*, *г*. В целом результаты достаточно близки по величине. Причины некоторого несовпадения могут быть как инструментальными, например разные погрешности у приборов, измеряющих концентрацию и температуру, так и связанными с идеализированными теоретическими представлениями.

ОТНОШЕНИЕ АМПЛИТУД АКУСТИЧЕСКОЙ И ГРАВИТАЦИОННОЙ СОСТАВЛЯЮЩИХ

Отношение амплитуд сдвинутых по фазе величин Gr и Ac целесообразно исследовать с помощью спектрального анализа. Дискретное преобразование Фурье применялось к рядам спутниковых данных, представленных с шагом 1 с. Амплитудные спектры Фурье величин Gr и Ac , а также их отношение показаны на рис. 3 для витка 8303. Поскольку для АГВ со спутника наблюдается фактически спектр волновых чисел, по горизонтальной оси рис. 3 представлена пространственная частота. Максимальная волновая активность наблюдается на частоте $f = 0.015 \text{ с}^{-1}$, которой соответствует пространственный мас-

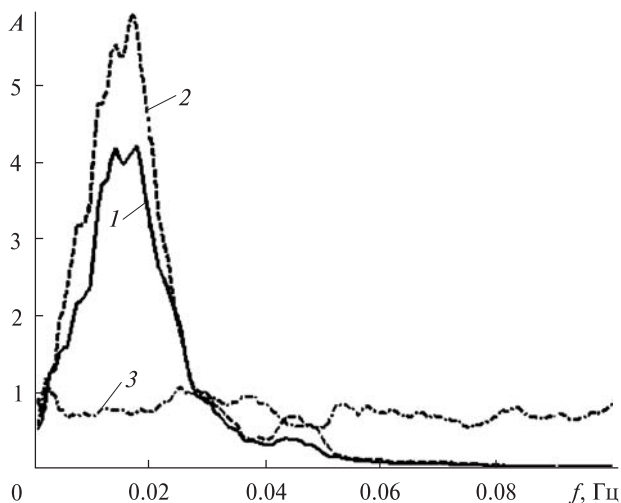


Рис. 3. Амплитудные спектры Фурье для гравитационной (1) и акустической (2) частей вариаций плотности, а также их отношение (3) на полярном участке витка 8303 спутника «Dynamic Explorer 2»

штаб колебаний вдоль витка спутника $\lambda_{кс} = 2\pi/k_{кс} \approx V_s / f \approx 500 \text{ км}$. На разных витках над обеими полярными шапками преобладают масштабы $\lambda_{кс} = 500 \dots 600 \text{ км}$, при этом отношение амплитуд $Gr / Ac = 0.7 \dots 0.8$.

Рассмотрим другой простой способ оценки Gr / Ac , позволяющий исследовать это отношение вдоль волнового цуга и вне зависимости от масштаба колебаний. Для этого модули Gr и Ac усредним по пяти периодам колебаний с помощью метода скользящего среднего. Выбор окна усреднения примерно соответствует длительности волнового цуга и определяется тем, чтобы в итоге получить гладкие кривые, которые можно непосредственно делить друг на друга. Полученные сглаженные кривые по амплитуде меньше амплитуд огибающих, но при данном рассмотрении это не важно, поскольку нас интересует только их отношение. Полученное таким образом отношение Gr / Ac вдоль витка 8303 показано на рис. 4, *а* с шагом 18 с. Общая для восьми витков зависимость амплитуд $Gr(Ac)$ показана на рис. 4, *б*. Эти витки были отобраны в интервале высот 250–300 км с близкими фоновыми условиями, три из них относятся к северному полушарию, пять – к южному полушарию. Для всех выбранных витков в среднем $Gr \approx 0.7Ac$, и не зависит от амплитуды волн.

Поскольку для полярных возмущений отношение Gr / Ac примерно сохраняется на разных витках и фактически не зависит от амплитуды волн, можно предположить наличие однотипного волнового режима в полярной термосфере обоих полушарий.

Сравним полученное по спутниковым данным значение Gr / Ac с теоретическими представлениями. Для этого используем дисперсионное уравнение АГВ [8]:

$$\frac{k_z^2 + \zeta^2}{k_x^2} = \left[\left(\frac{\tilde{\omega}_B}{\omega} \right)^2 - 1 \right] \cdot \left[1 - \left(\frac{u_x}{c_s} \right)^2 \right], \quad (19)$$

где

$$\zeta = g(1 - \gamma/2)/c_s^2, \quad \tilde{\omega}_B^2 = \frac{g}{H} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} + \frac{\partial H}{\partial z} \right)$$

— квадрат частоты Брента — Вайсяля в неоднородной среде [1] и выражение, связывающее

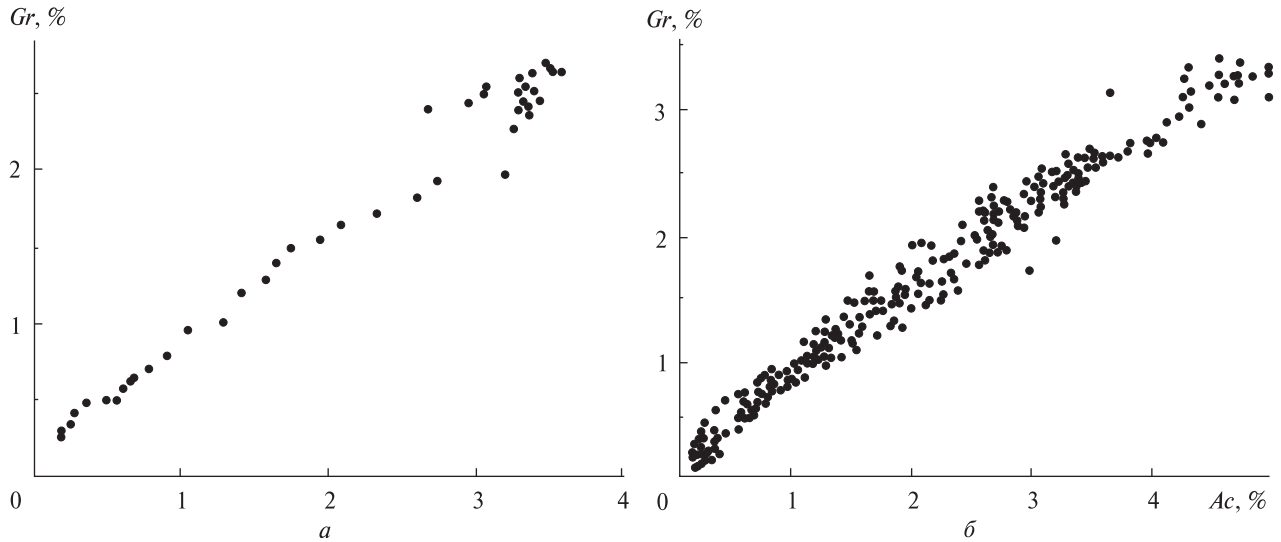


Рис. 4. Соотношение амплитуд гравитационной и акустической составляющих по измерениям на спутнике «Dynamic Explorer 2»: а — виток 8303, б — общая зависимость для восьми витков

вертикальную и горизонтальную составные скорости частиц в АГВ [8]:

$$\frac{v_x}{v_z} = \left[\frac{-k_z + i\zeta}{k_x} \right] \cdot \left[1 - \left(\frac{u_x}{c_s} \right)^2 \right]^{-1}. \quad (20)$$

С учетом (2), (3), (19) и (20), отношение амплитуд гравитационной и акустической составляющих выразим через спектральные параметры волны:

$$\frac{Gr}{Ac} = \frac{\tilde{\omega}_b}{\omega} \sqrt{\frac{(\gamma - 1 + \gamma dH/dz)(c_s^2 k_x^2 - \omega^2)}{(\tilde{\omega}_b^2 - \omega^2)}}. \quad (21)$$

Построенные по формуле (21) кривые отношения Gr/Ac показаны на рис. 5. В расчетах приняты фоновые условия, примерно соответствующие наблюдениям на DE2. Рассмотрен интервал горизонтальных длин волн 400–600 км, близких к наблюдениям. Отметим, что Gr/Ac очень чувствительно к изменению λ_x , и условие $Gr < Ac$ может выполняться только для длин волн больше некоторого граничного значения ($\lambda_x > 500$ км). Для наблюдаемых со спутника АГВ $\lambda_{xs} = 500 \dots 600$ км, а $Gr/Ac = 0.7 \dots 0.8$. В этом случае, как следует из рис. 5, есть ограничение на периоды волн ($T < 1.5T_B$). Поскольку проекция горизонтальной длины волны λ_{xs}

всегда несколько меньше истинного значения λ_x , в действительности периоды наблюдаемых волн должны быть еще ближе к периоду Брента — Вайсяля. Для данного типа волн периоды оценивались на основе спутниковых измерений неоднократно, и значения периодов во всех случаях действительно оказались близкими к периоду Брента — Вайсяля и к данным [4, 9, 10].

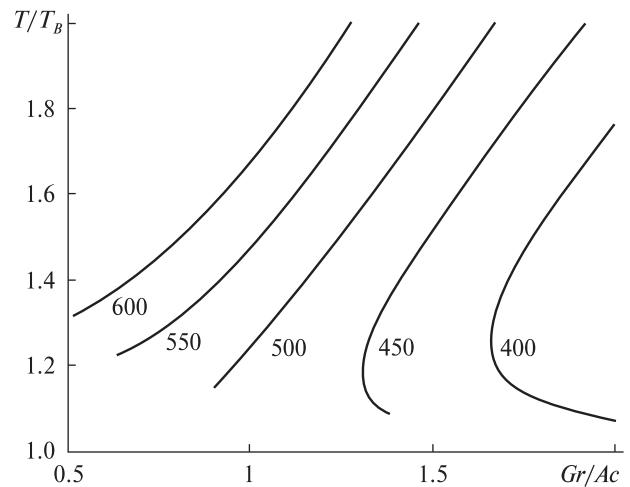


Рис. 5. Отношения Gr/Ac в зависимости от безразмерного периода T/T_B для $\lambda_x = 400, 450, 500, 550$ и 600 км

СВЯЗЬ АКУСТИЧЕСКОЙ И ГРАВИТАЦИОННОЙ СОСТАВЛЯЮЩИХ С ЭНЕРГИЕЙ ВОЛНЫ

Покажем, что соотношение Gr и Ac указывает не только на спектральные свойства волн, но и отражает их энергетический баланс. Как известно, в АГВ есть два вида потенциальной энергии: упругая энергия акустического сжатия и термобарическая энергия, связанная с вертикальными смещениями объема газа [2]. Без учета источников и потерь закон сохранения энергии для АГВ имеет вид [13]

$$\frac{\partial}{\partial t}[E_K + E_A + E_G] + \nabla \cdot (\mathbf{v}\delta p) = 0, \quad (23)$$

где

$$E_K = \frac{1}{2} \rho \mathbf{v}^2$$

— плотность кинетической энергии;

$$E_A = \frac{\delta p^2}{2\rho c^2}$$

— плотность упругой акустической энергии;

$$E_G = \frac{g}{2\rho\beta c_s^2} (\delta p - c_s^2 \delta \rho)^2,$$

$$\beta = (\gamma - 1)g + \frac{dc_s^2}{dz}$$

— плотность термобарической энергии, $\mathbf{v} \cdot \delta p$ — поток энергии.

С учетом (3) и (9) плотность упругой акустической энергии выразим через акустическую часть вариаций плотности:

$$E_A = \frac{\rho c^2}{2} Ac^2, \quad (24)$$

а плотность термобарической энергии — через гравитационную часть вариаций плотности:

$$E_G = \frac{\rho c^2}{2(\gamma - 1 + \gamma dH/dz)} Gr^2. \quad (25)$$

Таким образом, соотношение между акустической и гравитационной частями вариаций плотности отражает энергетический баланс волны. В АГВ плотности кинетической и потенциальной энергии в среднем по периоду равны, а полная энергия равна удвоенной потенциальной энергии: $E = 2(E_A + E_G)$ [2]. Поэтому на основе величин Gr и Ac можно рассчитать распределение

полной энергии волны вдоль витка спутника, используя только измерения концентраций.

Как следует из (24), (25), отношение потенциальных энергий в наблюдаемых АГВ при среднем значении $Gr / Ac = 0.7...0.8$ и с учетом различия фоновых условий на отдельных витках составляет $E_G / E_A \approx 0.85...1.1$. Полученное примерное равенство двух видов потенциальных энергий АГВ, по-видимому, является важным условием для их распространения на высотах наблюдения. Эта особенность требует дальнейшего теоретического исследования.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

С помощью многочисленных наземных методов в земной атмосфере ниже турбопаузы чаще всего наблюдаются АГВ, удовлетворяющие условиям $\omega^2 \ll \omega_B^2$, $k_z H \gg 1$. Эти условия фактически эквивалентны малости акустической составляющей по сравнению с гравитационной частью. В отличие от таких волн, с борта спутника в высоких широтах систематически наблюдаются АГВ, в которых вклад акустической составляющей очень значителен. По-видимому, причина такого существенного различия объясняется сильной разреженностью среды на высотах спутниковых наблюдений АГВ, что, как будет показано ниже, приводит к преимущественной диссипации низкочастотной части спектра волновых возмущений.

Распространение волн в гетеросфере сопровождается нарушением гравитационно-диффузионного равновесия в высотных распределениях разных сортов частиц, что приводит к возникновению диффузионных движений. Вследствие экспоненциального увеличения коэффициента молекулярной диффузии с высотой в атмосфере могут существовать только волны с периодами меньше характерного времени установления гравитационно-диффузионного равновесия $\tau_{\text{диф}}$. Согласно теоретическим оценкам [6] $\tau_{\text{диф}}$ изменяется примерно от 1 ч на высоте 200 км до нескольких минут на высоте 300 км для условий средней солнечной активности. Поскольку частоты АГВ ограничены сверху частотой Брента — Вьяйсяля, в наблюдаемом спектре волн должны преобладать возмущения с высокими частотами,

близкими к этой граничной частоте. Таким образом, выше 200 км из-за влияния молекулярной диффузии происходит эффективная диссипация низкочастотной части спектра волновых возмущений и остаются преимущественно АГВ с $\omega \rightarrow \omega_B$, что соответствует периодам 10–11 мин на высотах наблюдения. Из дисперсионного уравнения (19) следует, что в этом случае $k_z^2 + \zeta^2 \rightarrow 0$, и эти волны тяготеют к квазигоризонтальному распространению.

Оценим горизонтальные фазовые скорости и масштабы этих волн. Для этого с помощью (19) и (20) получим выражение для связи вертикальной и горизонтальной составляющих скорости частиц в АГВ:

$$v_x^2 + v_z^2 = v_x^2 \left(\frac{\omega}{k_x c_s} \right)^2 + v_z^2 \left(\frac{\omega_b}{\omega} \right)^2. \quad (26)$$

Для крайних случаев: 1) при $v_x = 0$ возможны только вертикальные колебания Брента — Вайсяля с частотой $\omega = \omega_b$; 2) при $v_z = 0$ имеем моду Лэмба ($\omega = k_x c_s$). Поскольку акустическая часть пропорциональна v_x , а гравитационная часть — пропорциональна $h = v_z / i\omega$, и обе эти части в наблюдаемых АГВ близки по величине, значит обе составные v_x и v_z ненулевые. Поэтому при $\omega \rightarrow \omega_B$ одновременно должно выполняться и условие $\omega \rightarrow k_x c_s$. Тогда из выражения (21) следует $Gr / Ac \rightarrow \sqrt{\gamma - 1} \approx 0.77$, что примерно и наблюдается. Таким образом, из-за влияния молекулярной диффузии на высотах 250–300 км должны преобладать волны с выделенной длиной $\lambda_x \approx c_s T_B$ (это составляет примерно 500–550 км на высотах спутника DE2 и хорошо согласуется с наблюдениями).

ВЫВОДЫ

По измерениям на спутнике «Dynamic Explorer 2» исследованы относительные вклады акустической и гравитационной составляющих в АГВ, наблюдавшихся в высокоширотной термосфере. Предложена методика для вычисления гравитационной части вариаций плотности на основе измерения концентраций газов.

Получено, что для этих АГВ отношение $Gr / Ac = 0.7...0.8$ примерно сохраняется на разных витках в обоих полушариях. Поскольку

Gr / Ac при заданных параметрах среды определяется ω и k_x , полученный результат указывает на преобладание однотипного волнового режима в высокоширотной термосфере. Наблюдаемые в полярных областях волны распространяются квазигоризонтально с частотой, близкой к ω_B , и горизонтальной длиной $\lambda_x \approx c_s T_B$. Для них характерно примерное равенство термобарической и упругой акустической потенциальных энергий.

Преобладание волн с определенными спектральными свойствами можно объяснить влиянием молекулярной диффузии, которая осуществляет эффективную фильтрацию низкочастотной части спектра волновых возмущений.

1. Госсард Э., Хук У. Волны в атмосфере. — М.: Мир, 1978. — 532 с.
2. Дикий Л. А. Теория колебаний земной атмосферы. — Л.: Гидрометеиздат, 1969. — 196 с.
3. Федоренко А. К. Спутниковые наблюдения среднесахарных акустико-гравитационных волн над полярными шапками // Космічна наука і технологія. — 2008. — **14**, № 5. — С. 65–73.
4. Федоренко А. К. Энергетический баланс акустико-гравитационных волн над полярными шапками по данным спутниковых измерений // Геомагнетизм и аэрономия. — 2010. — **50**, № 1. — С. 111–122.
5. Carignan G. R., Block B. P., Maurer J. C., et al. The neutral mass Spectrometer on Dynamics Explorer // Space Sci. Instrum. — 1981. — **5**. — P. 429–441.
6. Del Genio A. D., Schubert G., Straus J. M. Gravity wave propagation in a diffusively separated atmosphere with height-dependent collision frequencies // J. Geophys. Res. — 1979. — **84**, N A8. — P. 4371–4378.
7. Dudis J. J., Reber C. A. Composition effects in thermospheric gravity waves // Geophys. Res. Lett. — 1976. — **3**, N 12. — P. 727–730.
8. Hines C. O. Internal atmospheric gravity waves at ionospheric heights // Can. J. Phys. — 1960. — **38**. — P. 1441–1481.
9. Innis J. L., Conde M. Characterization of acoustic-gravity waves in the upper thermosphere using Dynamics Explorer 2 Wind and Temperature Spectrometer (WATS) and Neutral Atmosphere Composition Spectrometer (NACS) data // J. Geophys. Res. — 2002. — **107**, N A12. — doi: 10.1029/2002JA009370.
10. Johnson F. S., Hanson W. B., Hodges R. R., et al. Gravity waves near 300 km over the polar caps // J. Geophys. Res. — 1995. — **100**. — P. 23993–24002.

11. *Makhlof U. R., Dewan E. A., Isler J., Tuan T. F.* On the importance of the purely gravitationally induced density, pressure and temperature variations in gravity waves: Their application to airglow observations // *J. Geophys. Res.* — 1990. — **95**. — P. 4103—4111.
12. *Spencer N. W., Wharton L. E., Niemann H. B., et al.* The Dynamics Explorer wind and temperature spectrometer // *Space Sci. Instrum.* — 1981. — **5**. — P. 417—428.
13. *Yeh K. S., Liu C. H.* Acoustic-gravity waves in the upper atmosphere // *Rev. Geophys. Space. Phys.* — 1974. — **12**. — P. 193—216.

Стаття надійшла до редакції 04.02.13

А. К. Федоренко

АКУСТИЧНА І ГРАВІТАЦІЙНА СКЛАДОВІ ХВИЛЬОВИХ ЗБУРЕНЬ У ВИСОКОШИРОТНІЙ ТЕРМОСФЕРІ

За вимірюваннями на низькоорбітальному супутнику «Dynamic Explorer 2» досліджений внесок градієнта тиску (акустичної складової) і сили тяжіння (гравітаційної складової) у хвильових варіаціях параметрів високоширотної термосфери. Встановлено, що в полярних облас-

тях в інтервалі висот 250—400 км систематично переважають такі хвильові збурення, в яких акустична та гравітаційна складові близькі за величиною, а спектральні характеристики є виділеними. Отримане співвідношення акустичної і гравітаційної частин свідчить про специфічний енергетичний баланс цих хвиль.

А. К. Федоренко

ACOUSTIC AND GRAVITY COMPONENTS OF WAVE DISTURBANCES IN THE HIGH-LATITUDE THERMOSPHERE

The contribution of the pressure gradient (acoustic component) and gravity (gravity component) to the wave variations of parameters of high-latitude thermosphere was investigated with the use of measurements from the low-orbit satellite Dynamic Explorer 2. It was found that the wave disturbances which are systematically dominated in the polar region at altitudes of 250—400 km have acoustic and gravitational components with close magnitude and spectral characteristics. The obtained ratio of acoustic and gravitational parts reveals a peculiar energy balance of these waves.

УДК 533.951

А. Н. Кришталь, С. В. Герасименко, А. Д. Войцеховская

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

ГЕНЕРАЦИЯ КИНЕТИЧЕСКИХ ИОННО-ЗВУКОВЫХ ВОЛН В ПРЕДВСПЫШЕЧНОЙ АТМОСФЕРЕ АКТИВНОЙ ОБЛАСТИ НА СОЛНЦЕ

Исследовался процесс появления и развития неустойчивости низкочастотных волн в плазме в области вблизи основы корональных петель, которая соответствует нижне-средней предвспышечной хромосфере. Исследования проводились в приближении квазипотенциального магнитного поля отдельной петли, когда его амплитуда на выбранном участке токового контура последней изменялась в интервале от 1 до 3 мТл. В качестве основных причин неустойчивости рассматривались наличие в петлях слабого крупномасштабного электрического поля и медленные дрейфовые движения плазмы, вызванные пространственной неоднородностью ее температуры и плотности. Идентификация полученных решений дисперсионного уравнения позволила установить, что для полумпирической модели солнечной атмосферы FAL волны, генерируемые на линейной стадии развития неустойчивости, являются кинетическим ионно-звуковыми волнами. Наиболее важными чертами исследованных волн оказались невысокая степень неизотермичности плазмы, необходимая для проявления неустойчивости, а также низкий порог возбуждения этой неустойчивости в единицах амплитуды локального дрейсеровского поля в петле. Кинетические ионно-звуковые волны, генерируемые как и кинетические альвеновские волны, имеют собственное продольное электрическое поле, в результате чего могут эффективно ускорять заряженные частицы в предвспышечной атмосфере активной области.

ВВЕДЕНИЕ

Вопрос о необходимости учета пространственной неоднородности равновесных магнитоплазменных конфигураций, таких как магнитные силовые трубки, петельные структуры в активных областях (АО) на Солнце, предвспышечные токовые слои и т. п. неоднократно рассматривался в теоретических исследованиях трех последних десятилетий [3, 4, 8, 9, 15, 22, 24, 26, 27]. Основной причиной активной работы как теоретиков, так и наблюдателей в этой области является прежде всего накопившийся за это время огромный массив высококачественных данных наблюдения, полученный в рамках международных миссий Yohkoh, SOHO, TRACE, RHESI, SOLAR B, STEREO. Именно анализ этих данных указывал на необходимость учета пространственных неоднородностей плотности и

температуры плазмы в магнитных трубках при построении любых AC- и DC-моделей нагрева короны [8, 9, 12, 14], при построении динамических моделей предвспышечных токовых слоев [8, 16, 25], для определения основных характеристик микроволнового излучения из АО накануне вспышки [10, 23, 25]. Здесь AC- и DC-модели нагрева короны отражают установившуюся в англоязычной литературе терминологию, где AC (alternative current) — модель использует предположение о нагреве корональных петель «переменным током», а DC (direct current) — «постоянным» током заряженных частиц [9]. Кроме пространственной неоднородности основных параметров плазмы в петельных структурах еще одним важнейшим фактором, влияющим на всю динамику вспышечного процесса в АО, является наличие в ее атмосфере крупномасштабных квазистатических слабых электрических полей [16, 22, 25]. Их наличие надежно подтверждается дополнительным штарковским уширением линий бальмеровской серии H_{β} с большими номерами

($N \geq 8$) [16]. Изложенные факты послужили основой предложенной одним из авторов данной работы концепции исследования мелкомасштабных неустойчивостей, согласно которой целый набор неустойчивостей может развиваться в петельных структурах АО на хромосферных высотах задолго до наступления импульсной фазы вспышки [3, 4, 23]. Проведенные исследования показали, что процесс развития неустойчивостей и генерации соответствующих волн малой амплитуды начинается даже до наступления «фазы предварительного нагрева», предсказываемого известной моделью ХПР (Хейвартса — Раста — Приста) [21]. Среди возможных последствий наличия такой области энерговыделения вблизи основы петель [12, 14] следует назвать появление там плазменной турбулентности [12, 17] и «предвспышечное» ускорение частиц [25, 26, 28].

ВЛИЯНИЕ ПРОЦЕССА ДИФФУЗИИ ГЕЛИЯ НА РАЗВИТИЕ НЕУСТОЙЧИВОСТЕЙ НИЗКОЧАСТОТНЫХ ВОЛН

Впервые процесс развития низкочастотных неустойчивостей в магнитоактивной плазме с пространственным градиентом плотности в направлении, перпендикулярном к направлению магнитного поля, был рассмотрен в работах А. Б. Михайловского [5, 6]. Было показано, что дисперсионное уравнение (ДУ) для этих волн имеет вид полинома третьей степени относительно приведенной частоты

$$\Omega \equiv \frac{\omega}{k_z V_A}, \quad (1)$$

где ω — частота волны, k_z — волновой вектор вдоль направления магнитного поля \mathbf{B}_0

$$(|\mathbf{k}| = \sqrt{k_z^2 + k_\perp^2})$$

— полный волновой вектор,

$$k_\perp \equiv \sqrt{k_x^2 + k_y^2}$$

— его перпендикулярная составляющая),

$$V_A = c \frac{\Omega_i}{\omega_{pi}}$$

— альвеновская скорость.

Здесь

$$\Omega_e = -eB_0 / (cm_i)$$

— ионная циклотронная частота,

$$\omega_{pi} = \sqrt{\frac{4\pi n e^2}{m_i}}$$

— «ионная» плазменная частота, e и m_i — заряд и масса однозарядного (с $Z=1$) иона. В работах [5, 6] были получены аналитические выражения для инкрементов развития неустойчивости всех трех решений дисперсионного уравнения, из которых два оказались прямой и «обратной» кинетическими альвеновскими волнами (КАВ) с законом дисперсии

$$\omega^2 = k_z^2 V_A^2 (1 + z_i t_*), \quad (2)$$

а третье — медленной дрейфовой волной с характерной частотой

$$\omega^* \equiv k_x \frac{V_{T\alpha}^2}{\Omega_\alpha} \frac{\partial}{\partial x} [n_{0\alpha}(x)], \quad \alpha = e, i, \quad (3)$$

которая своим происхождением обязана наличию поперечного градиента плотности плазмы. В соотношениях (2), (3) $n_0(x)$ — плотность плазмы, изменяющаяся вдоль оси X , V_{Te} и V_{Ti} — тепловые скорости электронов и ионов соответственно ($V_{T\alpha}^2 \equiv k_B T_\alpha / m_\alpha$, k_B — константа Больцмана [1]), $t_* \equiv T_e / T_i$ — отношение электронной температуры к ионной, $\Omega_e = -eB_0 / (cm_e)$ — электронная циклотронная частота. Величина

$$z_i \equiv k_\perp^2 \rho_i^2, \quad (4)$$

где

$$\rho_i = \frac{v_{Ti}}{\Omega_i} \quad (5)$$

— ионный циклотронный радиус [13], получила название «ионного параметра кинетичности». В работах А. Хасагавы и Л. Чена [18–20] было показано, что уточненный закон дисперсии КАВ для $z_i < 1$ имеет вид

$$\omega^2 = k_z^2 V_A^2 [1 + z_i (t_* + 3/4)]. \quad (6)$$

В работе [3] было показано, что учет наличия в плазме слабого квазистатического электрического поля \mathbf{E}_0 , параллельного магнитному \mathbf{B}_0 , а также пространственного градиента температуры $T_{0\alpha}(x)$ ($\alpha = e, i$) в направлении, противоположном градиенту плотности, приводит к вполне прогнозируемому повышению порядка полинома в ДУ. При выполнении определенных

физических условий и ограничений ДУ приобретает вид полинома 4-го порядка

$$\sum_{i=0}^4 P_i \Omega^i = 0, \quad (7)$$

что позволяет получить его решения по стандартной методике [7]. Вид коэффициентов ДУ P_i ($i=0, \dots, 4$) приведен в Приложении. Используемые приближения и ограничения представляются вполне обоснованными с физической точки зрения и продиктованы конкретным видом хромосферного участка токового контура петли в АО. Они подробно изложены в работе [4]. Основными из них являются:

1) низкочастотное приближение [1]

$$\omega \ll \Omega_i, \quad (8)$$

2) условие квазинейтральности [1, 13]

$$n_{0e} = n_{0i} = n, \quad (9)$$

3) длинноволновое приближение [1, 6, 13]

$$z_i \ll 1, \quad (10)$$

4) ограничение на величину фазовой скорости волн вдоль поля [1]

$$V_{Ti} \ll \frac{\omega}{k_z} \ll V_{Te}, \quad (11)$$

5) приближение плазмы низкого давления [1, 6, 13]

$$\mu^2 \ll \beta_\alpha \ll 1, \quad a = e, i, \quad (12)$$

где $\mu \equiv m_e / m_i$ — отношение масс электрона и иона (протона для $Z=1$), β_α — «плазменное бета» [1], т. е. отношение газокинетического давления плазмы к магнитному $\beta_\alpha \equiv 8\pi n_{0\alpha} k_B T_{0\alpha} / B_0^2$,

6) приближение квазиперпендикулярного направления распространения волн

$$k_* = \frac{k_z}{k} \ll 1, \quad (13)$$

7) приближение геометрической оптики [1]

$$\frac{\lambda_\perp}{L}, \frac{\lambda_\perp}{L'} \ll 1, \quad (14)$$

где λ_\perp — «перпендикулярная» (к оси Z) длина волны возмущения, L и L_T — средние характерные размеры пространственной неоднородности плотности и температуры плазмы соответственно;

8) «приближение Михайловского» [5, 6], позволяющее в неоднородной плазме пренебречь влиянием границ

$$\frac{1}{\sqrt{2}k_\perp L} \ll \frac{\mu}{\sqrt{\beta_A}}, \quad (15)$$

9) приближение «полностью ионизированной плазмы» для частот столкновений заряженных частиц между собой и заряженных частиц с нейтральными атомами [1]

$$v_{0e}, v_{0i} \ll v_{ii}, v_{ei}, v_{ee}. \quad (16)$$

В расчетах для определения величин v_{0e}, v_{0i} использовалась стандартная формула [1]

$$v_{0\alpha} = \sigma_s n_0 V_{T\alpha}, \quad (17)$$

где σ_s — сечение рассеяния электрона на нейтральном атоме, а суммарный вклад всех взаимных столкновений заряженных частиц можно выразить через частоту электронно-ионных столкновений [13]

$$v_{ei} = 2 \cdot 10^{-6} \frac{n_0 \ln \Lambda}{T_{e,eV}^{3/2}} \quad (18)$$

в виде σv_{ei} , на феноменологическом уровне вводя множитель σ , который является свободным параметром задачи. Очевидно, что этот числовой множитель изменяется в пределах

$$1 \leq \sigma \leq \sigma_{\max}, \quad (19)$$

где $\sigma=1$ соответствует случаю, максимально благоприятному для развития неустойчивости, когда электронно-ионные столкновения полностью доминируют [1], а значение $\sigma = \sigma_{\max}$ соответствует случаю, когда неустойчивость полностью подавляется столкновениями. Расчеты показали, что $\sigma_{\max} < 6$,

10) приближение «однородного магнитного поля» [2, 4, 6, 27]. В работах [3, 23] показано, что используя известный критерий Кадомцева — Погуце, можно пренебречь кручением и кривизной магнитных силовых линий, если выполняется условие

$$\frac{\beta_i}{2} \ll z_i k_*^2 (\beta_A \epsilon_R)^{-2} \quad (20)$$

для ионного плазменного бета и условие

$$\frac{\beta_e}{2} \epsilon_R \ll \mu \sqrt{z_i t_*} |k_*| \quad (21)$$

для электронного.

Здесь $\beta_A \equiv V_{Te} / V_A$, а характерный масштаб неоднородности магнитного поля по высоте предполагается существенно большим, чем соответствующие величины для неоднородностей плотности и давления плазмы [2].

Опыт предыдущих исследований [3, 4, 23] позволяет сделать вывод о том, что выражение для инкремента неустойчивости низкочастотных кинетических волн (в частности кинетических альвеновских), полученное впервые в работе [3], очень чувствительно к изменениям температуры и плотности, и особенно к величине напряженности (амплитуде) магнитного поля. В аналитическом виде это выражение для «приведенного» (т. е. в единицах основной частоты) инкремента можно представить следующим образом:

$$\Gamma_k \equiv \frac{\gamma_k}{\omega} \Big|_{\omega=\omega_k} = \sqrt{\frac{\pi (\Omega - \beta_A \epsilon_R) F_1}{2 \beta \Omega^2 F_2}} \Big|_{\omega=\omega_k} \quad (22)$$

$$k = 1, \dots, 4,$$

где

$$F_1 \equiv \sum_{l=0}^6 C_l \Omega^l, \quad F_2 \equiv \sum_{m=0}^4 S_m \Omega^m, \quad (23)$$

а коэффициенты S_m имеют вид [4]

$$S_0 = 2P_0 + P_1 \beta_A \epsilon_R, \quad S_1 = P_1 + 2P_2 \beta_A \epsilon_R, \quad (24)$$

$$S_2 = 3P_3 \beta_A \epsilon_R, \quad S_3 = 4P_4 \beta_A \epsilon_R - P_3, \quad S_4 = -2P_4.$$

Вид коэффициентов C_l приведен в Приложении.

Имея в виду традиционные трудности с определением полного вектора магнитного поля в хромосфере [2, 11, 15, 24, 28], когда значения напряженности в этой области определяются фактически на основе экстраполяции его значений на фотосфере, мы в расчетах использовали значение $B_0 = 1.5$ мТл. Как указывает С. Шоланки [27] в своем обзоре по мелкомасштабным магнитным полям, магнитные поля в диапазоне $\langle B_0 \rangle \approx 1 \dots 3$ мТл детектировались в ряде наблюдений. Относительно слабые поля с амплитудой до 20 мТл, детектируемые в нижней и средней хро-

мосфере, он называет «запутанными» (tangled) и «скрытыми» (hidden) полями. Значение средней напряженности поля $\langle B_0 \rangle = 1$ мТл использовал в своем моделировании хромосферных вспышек Хадсон [22].

Чаще всего в качестве основного отличия модели FAL [15] солнечной атмосферы от ранее использовавшихся нами в расчетах моделей MAVN [24] и VAL [28] специалисты рассматривают влияние учета процесса диффузии гелия на значения основных параметров плазмы на хромосферных высотах. Различия значений температуры и плотности до высоты приблизительно 1000 км над уровнем фотосферы очень мало отличаются друг от друга во всех трех моделях, но они растут с высотой. Именно поэтому в данной работе мы использовали в расчетах значения температуры и плотности плазмы, соответствующие высоте $h \approx 1742$ км, которая является предельной для данной модификации (случай "P") FAL (PM) [15]. На этом «самом верхнем этаже» исследуемого участка петли различия значений температуры и плотности в используемой модели и в моделях MAVN [24] и VAL [28] максимальны. Значения основных физических характеристик плазмы в исследуемой области приведены в табл. 1.

В расчетах мы использовали закон дисперсии для КАВ в том виде, в каком он впервые был получен в работах [18–20]:

$$\omega^2 = k_z^2 V_A^2 [1 + z_i(t_* + 3/4)]. \quad (24)$$

Закон дисперсии для ионно-звуковых волн с учетом конечного значения ионного параметра кинетичности z_i также впервые был получен в работе [19] при рассмотрении проблемы нагрева лабораторной плазмы. Только при выполнении условия $z_i \ll 1$ он имеет тот вид, который сейчас считается общепринятым:

$$\omega^2 = k_z^2 V_S^2 (1 + z_i t_*)^{-1} (1 - z_i). \quad (25)$$

Он является справедливым для волн, которые в настоящее время получили название кинети-

Таблица 1. Физические характеристики предвспышечной плазмы на хромосферном участке токового контура петли в активных областях

Модель	$n_0, \text{см}^{-1}$	$T_{e0} = T_{i0}, \text{К}$	$h, \text{км}$	$B_0, \text{мТл}$	$\rho_i, \text{см}$	β_i	ν	$L, \text{см}$
FAL (PM)	$6.01 \cdot 10^{10}$	$1.21 \cdot 10^5$	1741.97	1.5	30.90	0.1120	0.242	$3 \cdot 10^5$

ческих ионно-звуковых (КИЗВ). При этом множитель $1 - z_i$ до сих пор учитывается не всегда [11]. И в работах [18–20], и в наших работах [3, 4] стандартный множитель $1 + k_z^2 d_e^2$, использующийся в законе дисперсии для обычных ионно-звуковых волн [1]:

$$\omega^2 = \frac{k_z^2 V_s^2}{1 + k_z^2 d_e^2}, \quad (26)$$

отсутствует, поскольку в рассматриваемой области и для данного типа волн выполняется условие

$$k_z d_e \ll 1. \quad (27)$$

В соотношениях (25) – (27) V_s – скорость ионного звука, d_e – дебаевский электронный радиус [1]. Таким образом, для КИЗВ в расчетах мы полагали, что выполняется соотношение (25).

Основными критериями отбора «хороших» решений дисперсионного уравнения (7) были:

1) требование «высокой добротности» колебаний (волн), т. е. отношение величины инкремента к основной частоте должно быть малой величиной:

$$\left. \frac{\gamma}{\omega} \right|_{\omega=\omega_k} \ll 1. \quad (28)$$

Тем самым из рассмотрения исключаются апериодические процессы, – как развитие неустойчивости, так и затухание. Поскольку при этом на линейной стадии развития неустойчивости генерируется достаточно большое число периодов волн, то процесс может быть четко идентифицирован как волновой;

2) наличие «разделяющей» линии нулевого инкремента $\Gamma = 0$ на поверхности приведенного инкремента $\Gamma = \Gamma(z_i, k_*)$. Ее можно трактовать как свидетельство наличия незатухающих коле-

баний (волн) малой амплитуды, которая может не более чем на полпорядка превышать уровень тепловых шумов. Наличие таких волн может быть важным фактором и для краткосрочного прогноза вспышки в АО, и для различных трех-волновых взаимодействий в предвышечной плазме.

Проведенные расчеты показали, что из четырех возможных решений дисперсионного уравнения (7) неустойчивыми и одновременно удовлетворяющими основным требованиям отбора и концепции исследований (8)–(13), (19)–(21), (28) являются только два – это прямая КИЗВ ($k_z > 0$) и обратная КАВ. Обратной мы называем волну, волновой вектор которой имеет составляющую, направленную в сторону фотосферы ($k_z < 0$). Идентификация волн была проведена на основании сравнения видов поверхностей приведенной частоты Ω как функции основных параметров плазмы и характеристик волнового возмущения для двух случаев. В первом случае значения $\Omega = \Omega(z_i, t_*)$ получались в результате стандартной процедуры получения точного решения алгебраического уравнения 4-й степени относительно Ω с помощью численного счета по точным формулам. В этом случае соответствующий корень Ω_k ($k = 1, \dots, 4$) дисперсионного уравнения (7) обозначался нами как $\Omega_k^{\text{чис}}$. Во втором случае мы получали численные значения для $\Omega = \Omega(z_i, t_*)$ на основании аналитической формулы для определенного вида волны в магнитоактивной столкновительной плазме [1, 8, 13, 16, 18–20]. В этом случае соответствующий корень Ω_k ДУ (7) обозначался нами как $\Omega_k^{\text{ан}}$. Результаты сравнения представлены на рис. 1 и 3. Поверхности соответствующих приведенных инкрементов приведены на рис. 2 и 4.

Таблица 2. Граничные значения основных характеристик различных типов низкочастотных кинетических волн в предвышечной плазме с кулоновской проводимостью вблизи основания петель

Модель	Тип волн	$(\epsilon_R)_{\text{пр}}$	$\sigma_{\text{пр}}$	$(z_i)_{\text{пр}}$	$(k_x)_{\text{пр}}$	$\delta = \frac{L}{L^*}$	$t_{\text{пр}}$	Γ_{1+}	L , см
FAL (PM)	Прямая КАВ	—	—	—	—	—	—	—	$3 \cdot 10^5$
	Обратная КАВ	$1.0 \cdot 10^{-6}$	2.6	0.23	-0.09	-2	4	$8.3 \cdot 10^{-3}$	$3 \cdot 10^5$
	Прямая КИЗВ	$4.09 \cdot 10^{-3}$	2.6	0.10	0.08	-2	4	$1.17 \cdot 10^{-2}$	$3 \cdot 10^5$
	Обратная КИЗВ	—	—	—	—	—	—	—	$3 \cdot 10^5$

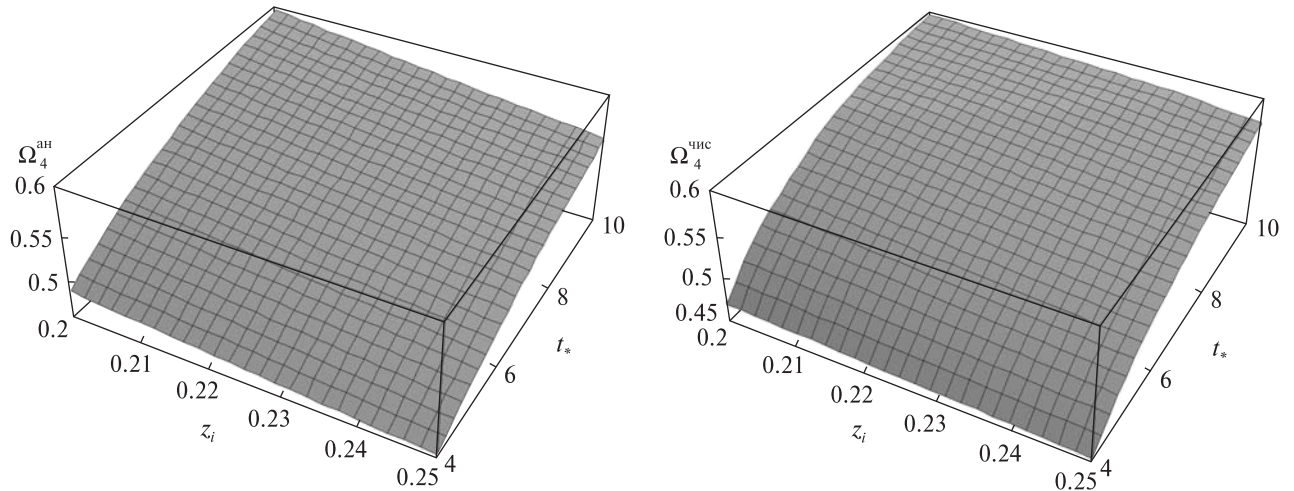


Рис. 1. Сравнение корня дисперсионного уравнения $\Omega = \Omega_4^{чис.}$ с аналитическим выражением $\Omega_4^{ан} = \mu\beta_A \sqrt{\frac{1-z_i}{1+z_it_*}}$ для кинетической ионно-звуковой волны

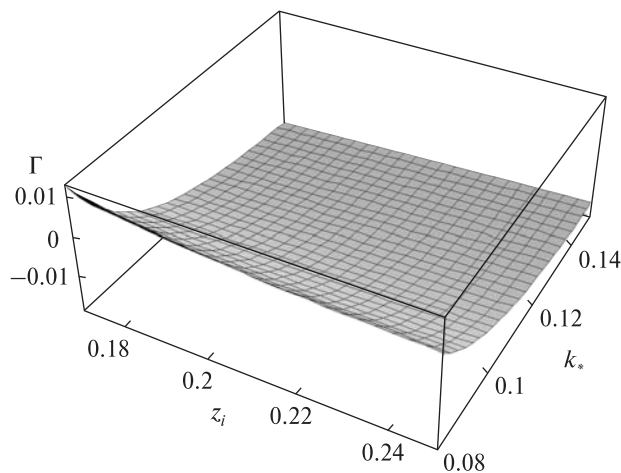


Рис. 2. Приведенный (нормированный) инкремент развития неустойчивости кинетических ионно-звуковых волн для модели FAL (PM) при $\delta = -2$, $(\epsilon_R)_{гр} = 4.09 \cdot 10^{-3}$, $\sigma_{кул} = 2.6$, $(k_*)_{гр} = 0.08$, $t_{гр} = 4$ и $(z_i)_{гр} = 0.10$

Граничные значения основных параметров предвспышечной плазмы и характеристик возмущения представлены в табл. 2.

Разумеется, проведенная идентификация не является математически строгой, поскольку в данном случае отсутствует аналог теоремы существования и единственности решений, но в исследуемой достаточно широкой области изменения величин z_i и t_* точное аналитическое и приближенное численное решения нагляд-

но демонстрируют очень хорошее совпадение. Значения трех величин, приведенных в табл. 2 требуют некоторых комментариев. Значение толщины пограничного слоя выбрано приблизительно такое же, как и в наиболее известных моделях «с петлями» [9, 12, 14, 15, 21], причем рассматривались петли «с холодными ядрами», в которых градиенты плотности и температуры имеют разные знаки, и температура в теле петель растет от центра поперечного сечения к периферии [4]. Поэтому значения для δ получаются отрицательные. Абсолютная же величина $|\delta|$ могла быть выбрана также достаточно произвольно, поскольку, как показали расчеты, наличие поперечных градиентов плотности и температуры очень незначительно влияет на величину инкремента (доли процента в относительных единицах). Конкретное значение $|\delta| = 2$ просто совпадает по величине с известным значением $\delta = +2$, полученным в работе [8] для дрейфово-резистивных неустойчивостей. Поэтому значения δ и L , приведенные в табл. 2, строго говоря, граничными не являются. Величина Γ_{1+} тоже не является граничной, поскольку представляет собой первое, отличное от нуля значение приведенного инкремента в полупространстве $\Gamma > 0$, и зависит от величины шага при численном счете. Очень малые значения величины Γ_{1+} свидетельствуют о том, что переход поверхности $\Gamma = \Gamma(z_i, k_*)$ че-

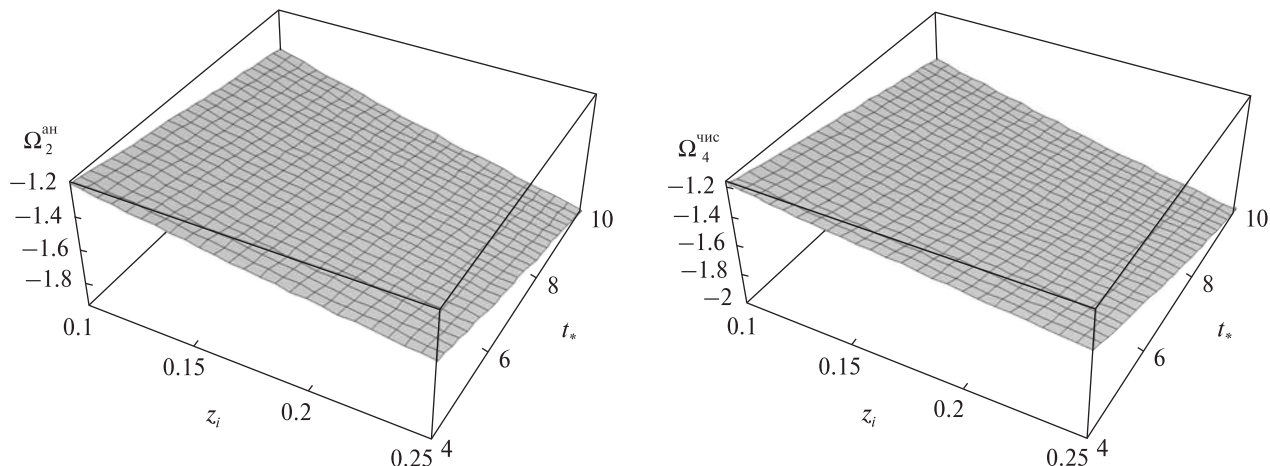


Рис. 3. Сравнение корня дисперсионного уравнения $\Omega = \Omega_2^{\text{чис}}$ с аналитическим выражением $\Omega_2^{\text{ан}} = -\sqrt{1 + z_i \left(t_* + \frac{3}{4} \right)}$ для обратной кинетической альвеновской волны

рез кривую $\Gamma = 0$ происходит достаточно плавно, без скачков, и тем более без сингулярностей. Из остальных же, настоящих, граничных значений стоит особенно отметить аномально низкий порог возбуждения обратной КАВ по амплитуде субдрейсеровского поля и довольно-таки высокое пороговое значение ионного параметра кинетичности z_i для неё же. Оно находится на границе применимости используемого длинноволнового приближения (10). Граничные значения степени неизотермичности плазмы указывают на то, что в данном случае не нужен дополнительный подогрев электронов [8] для начала генерации и КАВ, и КИЗВ.

ВЫВОДЫ

В петельных структурах предвспышечной атмосферы активной области, описываемой моделью FAL, учитывающей процесс диффузии гелия на хромосферных высотах, возможно развитие мелкомасштабной неустойчивости кинетических плазменных волн — как альвеновских, так и ионно-звуковых. Необходимыми условиями генерации этих волн являются наличие в исследуемой области относительно слабых «спутанных» магнитных полей и доминирование в плазме парных кулоновских столкновений заряженных частиц. Низкие пороги возбуждения кинетических неустойчивостей исследуемых волн,

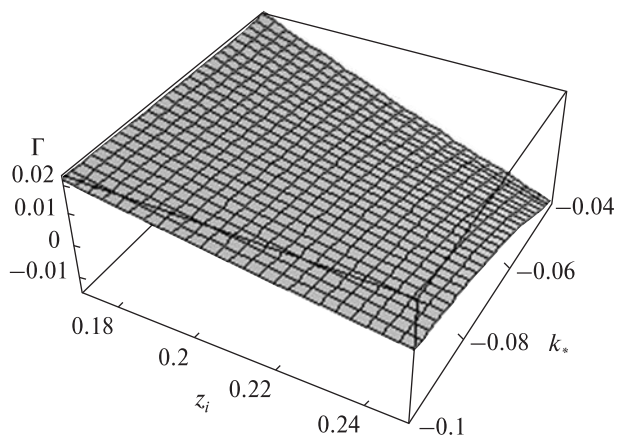


Рис. 4. Приведенный (нормированный) инкремент развития неустойчивости обратной кинетической альвеновской волны для модели FAL (PM) при $\delta = -2$, $(\epsilon_R)_{\text{гр}} = 1.0 \cdot 10^{-6}$, $\sigma_{\text{кул}} = 2.6$, $(k_*)_{\text{гр}} = -0.09$, $t_{\text{гр}} = 4$ и $(z_i)_{\text{гр}} = 0.23$

как кинетических альвеновских, так и кинетических ионно-звуковых, определяются наличием слабого субдрейсеровского электрического поля и медленных дрейфовых движений среды, вызванных пространственной неоднородностью плотности и температуры плазмы в петлях. Достаточно низкие пороговые значения степени неизотермичности для генерируемых волн могут быть достигнуты в результате обычного джоулевого нагрева и не требуют дополнительных источников подогрева плазмы. Влияние про-

странственных неоднородностей температуры и плотности на процесс генерации волн, как показали расчеты, оказалось незначительным. Граничная длина волны возмущения в исследуемой области намного меньше характерных размеров неоднородностей плазмы, чем и определяется мелкомасштабность обоих типов генерируемых волн. Наличие знакопеременного инкремента для КАВ и КИЗВ свидетельствует о возможности появления в исследуемой предвспышечной хромосфере незатухающих кинетических ионно-звуковых и кинетических альвеновских волн малой амплитуды.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Ниже приведены значения для коэффициентов P_i ($i = 0, \dots, 4$) дисперсионного уравнения (7) и коэффициентов C_l ($l = 0, 1, \dots$) выражения для приведенного инкремента (22) — (23)

$$P_0 = -\beta_A \varepsilon_R \left\{ \Omega^* (1 + \tau_* - 2z_i) + \beta_A \varepsilon_R \left[1 + \tau_* + z_i t_* \left(1 + \frac{\beta_A v \tau_*}{\sqrt{2\pi}} \right) \right] \right\} - \beta_A^2 \mu^2 \left[-1 + \frac{\tau_*^2}{2\pi \mu^2} - \sqrt{\frac{2}{\pi}} (1 + t_*) \tau_* \beta_A^2 \varepsilon_R v + \frac{\Omega^*}{t_*} \left\{ (1 + \delta) \left[2\beta_A \varepsilon_R + \frac{\Omega^*}{t_*} \{ 1 + (1 - 2z_i) \delta \} \right] + \frac{\beta_A v \tau_*}{\sqrt{2\pi}} \left[1 + 2\delta \left[1 - 2z_i + \frac{3(1 - z_i)}{4\sqrt{t_*}} \right] \right] \right\} \right];$$

$$P_1 = 2\beta_A \varepsilon_R (1 + \tau_* + z_i t_*) + \Omega^* \left[1 - z_i + \tau_* + \delta \left(\frac{7}{4} \tau_* - z_i \right) \right] - 2\beta_A^2 \mu^2 \left\{ \beta_A \varepsilon_R + \frac{\Omega^*}{t_*} \left[(1 + \delta) \left(1 - \frac{\tau_*^2}{4\pi \mu^2} \right) - z_i \delta \right] \right\} + \beta_A \varepsilon_R \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) \left[(1 + \tau_*) (\Omega^* + \beta_A \varepsilon_R) + \frac{7}{4} \tau_* \Omega^* \delta \right] \delta + \beta_A v \sqrt{\frac{\pi}{2}} \left\{ \frac{2\tau_*}{\pi} \left[\beta_A \varepsilon_R \left(z_i t_* + \frac{\Omega^*}{2} \right) - \beta_A^2 \mu^2 \right] + \frac{\varepsilon_R^2}{2} (2\beta_A \varepsilon_R + \Omega^* \delta) \right\},$$

$$P_2 = -1 - z_i t_* - \tau_* - \beta_A^2 \mu^2 \left(1 - \frac{\tau_*^2}{2\pi \mu^2} \right) - \frac{7}{4} \tau_* \Omega^* \delta \left[\frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) - \beta_A \varepsilon_R \right] - (1 + \tau_*) \left[\frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) (\Omega^* + 2\beta_A \varepsilon_R) - \beta_A \varepsilon_R (\Omega^* + \beta_A \varepsilon_R) \right] - \beta_A v \sqrt{\frac{\pi}{2}} \left[3\varepsilon_R^2 + \frac{\Omega^*}{\beta_A} \varepsilon_R + \frac{\tau_*}{\pi} (\Omega^* + z_i t_*) \right],$$

$$P_3 = (1 + \tau_*) \left[\frac{\Omega^*}{t_*} (1 - t_* + \delta) - 2\beta_A \varepsilon_R \right] - \frac{7}{4} \tau_* \Omega^* \delta + \frac{v}{\beta_A} \sqrt{\frac{\pi}{2}} \left[3\beta_A \varepsilon_R - \Omega^* \left(\frac{\delta}{2} - 1 \right) \right],$$

$$P_4 = 1 + \tau_* + \frac{v}{\beta_A} \sqrt{\frac{\pi}{2}},$$

причем

$$\tau_* = \sqrt{\frac{2\pi}{z_i t_*}} \frac{v \mu}{k_*}, \quad v \equiv \frac{\sigma v_{ei}}{\Omega_i}, \quad \Omega^* = \Omega_e^* = -t_* \Omega_i^*,$$

где

$$\Omega_\alpha^* = \frac{\omega_\alpha^*}{k_z v_A}, \quad \alpha = e, i.$$

$$C_0 = -\sqrt{\frac{2}{\pi}} \beta_A^3 \varepsilon_R^2 v z_i t_* + \frac{\tau_* \beta_A^2}{\pi} \left\{ 2\beta_A^2 \mu^2 \times \left[\beta_A \varepsilon_R (1 + t_*) - \frac{\Omega^*}{t_*} \left[\frac{1}{2} + \delta \left(1 - 2z_i + \frac{3(1 - z_i)}{4\sqrt{t_*}} \right) \right] \right] - \beta_A^2 \varepsilon_R^2 z_i t_* \right\};$$

$$C_1 = \sqrt{\frac{8}{\pi}} \beta_A v \left[\beta_A \varepsilon_R z_i t_* - \beta_A^2 \mu^2 \left\{ \beta_A \varepsilon_R + \frac{\Omega^*}{2t_*} (1 - 2z_i) \delta \right\} \right] + \beta_A^2 \varepsilon_R^2 \left(\frac{\delta}{2} \Omega^* + \beta_A \varepsilon_R \right) + 2 \frac{\tau_* \beta_A^2}{\pi} \left[\beta_A \varepsilon_R \left[z_i t_* \frac{\Omega^*}{2} + \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) (\beta_A \varepsilon_R z_i t_* - \beta_A^2 \mu^2) \right] + \beta_A^2 \mu^2 \left\{ -1 + \left[\frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) - \beta_A \varepsilon_R \right] \left[-\beta_A \varepsilon_R t_* + \frac{\Omega^*}{t_*} \left[\frac{1}{2} + \delta \left(1 - 2z_i + \frac{3(1 - z_i)}{4\sqrt{t_*}} \right) \right] \right] \right\} \right],$$

$$C_2 = \sqrt{\frac{2}{\pi}} \beta v \left(-z_i t_* - \beta^2 \mu^2 \left(1 - \frac{\tau_*^2}{2\pi\mu^2} \right) + \right. \\ \left. + \beta \varepsilon_R \left((1 + \tau_*) (\Omega^* + \beta \varepsilon) + \frac{7}{4} \tau_* \Omega^* \delta \right) \right) - \\ - \beta \varepsilon_R \left(\Omega^* + \beta \varepsilon_R \left(3 + \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) \left(\beta \varepsilon_R + \frac{\Omega^*}{2} + \Omega^* \right) \right) \right) + \\ + \frac{\tau \beta^2}{\pi} \left(\beta \varepsilon_R z_i t_* \left(\beta \varepsilon_R - \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) \right) - \right. \\ \left. - (z_i t_* + \Omega^*) \left(1 + \beta \varepsilon_R \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) \right) \right) + \\ + 2\beta^2 \mu^2 \left(\frac{\Omega^*}{t_*} \left(\frac{3}{2} + 2\delta \left(1 - z_i + \frac{3(1 - z_i)}{8\sqrt{t_*}} \right) \right) - \beta \varepsilon_R (1 + t_*) \right),$$

$$C_3 = 3\beta_A \varepsilon_R - \Omega^* \left(\frac{\delta}{2} - 1 \right) + \\ + \beta_A \varepsilon_R \left[(3\beta_A \varepsilon_R + \Omega^*) \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) - \beta_A \varepsilon_R \left(\beta_A \varepsilon_R + \frac{\delta}{2} \Omega^* \right) \right] + \\ + \frac{\tau_* \beta_A^2}{\pi} \left[2\beta_A^2 \mu^2 - \beta_A \varepsilon_R z_i t_* - (z_i t_* + \Omega^*) \left\{ \beta_A \varepsilon_R - \frac{\Omega^*}{t_*} (1 + \delta) \right\} \right] - \\ - \sqrt{\frac{2}{\pi}} \beta_A v \left[(1 + \tau_*) (\Omega^* + 2\beta_A \varepsilon_R) + \frac{7}{4} \tau_* \Omega^* \delta \right],$$

$$C_4 = -1 + \beta_A \varepsilon_R \left[3\beta_A \varepsilon_R + \Omega^* \left\{ 1 - \frac{3}{t_*} (1 + \delta) \right\} \right] + \\ + \sqrt{\frac{2}{\pi}} \beta_A v (1 + \tau_*) + \frac{\tau_* \beta_A^2}{\pi} (z_i t_* + \Omega^*) - \\ - \frac{\Omega^{*2}}{t_*} \left[1 + \frac{\delta}{2} (1 - \delta) \right],$$

$$C_5 = -3\beta_A \varepsilon_R + \Omega^* \left(\delta \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{t_*} \right) - 1 + \frac{1}{t_*} \right),$$

$$C_6 = 1.$$

1. Александров А. Ф., Богданкевич Л. С., Рухадзе А. А. Основы электродинамики плазмы. — М.: Высш. шк., 1989. — 424 с.
2. Гонясюк С. И. Структура и динамика магнитного поля в активных областях на Солнце // Итоги науки и техники / ВИНТИ. Астрономия. — 1987. — 34. — С. 6—77.

3. Кришталь А. Н., Герасименко С. В. Генерация кинетических альфвеновских волн в плазме петель в активной области // Космічна наука і технологія. — 2004. — 10, № 4. — С. 81—91.
4. Кришталь А. Н., Герасименко С. В., Войцеховская А. Д. Низкопороговые неустойчивости кинетических альфвеновских волн в хромосфере активной области на Солнце // Космічна наука і технологія. — 2012. — 18, № 5. — С. 29—40.
5. Михайловский А. Б. Колебания неоднородной плазмы // Вопросы теории плазмы. — М.: Госатомиздат, 1963. — Вып. 3. — С. 141—202.
6. Михайловский А. Б. Теория плазменных неустойчивостей. Неустойчивости неоднородной плазмы. — М.: Атомиздат, 1975. — Т. 2. Неустойчивости неоднородной плазмы. — 360 с.
7. Мишина А. П., Проскураков И. В. Высшая алгебра. — М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1962. — 300 с.
8. Сомов Б. В., Титов В. С., Вернетта А. И. Магнитное пересоединение в солнечных вспышках // Итоги науки и техники / ВИНТИ. Астрономия. — 1987. — 34. — С. 136—237.
9. Aschwanden M. I. An evaluation of coronal heating models for active regions based on Yohkoh, SOHO and TRACE observations // Astrophys. J. — 2001. — 560. — P. 1035—1043.
10. Aurass H. Radio type IV burst fine structures and the dynamics of flare process // Proc. of the 144-th IAU Colloq. "Solar Coronal Structures" / Eds V. Rusin, P. Heinzel, I.-S. Vial. — Bratislava: VEDA Publ. Company, 1993. — P. 251—256.
11. Brodin G., Stenflo L., Shukla P. K. Nonlinear interactions between kinetic and ion-sound waves // Solar Phys. — 2006. — 236. — P. 285—291.
12. Charikov Yu. E. Preflare stage of energy accumulation: new observation and possible mechanisms // Physical nature of solar activity and forecast of its geophysical manifestations. — St.-Petersburg, MAO of RAS, 2007. — P. 138—139. — (Book of Abstracts of the XI-th Pulkovo International Conference in Solar Physics).
13. Chen F. F. Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion. — New York, London: Plenum Press, 1983. — Vol. 1. Plasma Physics. — 421 p.
14. Farnik F., Savy K. Soft X-ray pre-flare emission studied in Yohkoh-SXT images // Solar Phys. — 1998. — 183, N 1. — P. 339—357.
15. Fontenla J. M., Avrett E. H., Loeser R. Energy balance in the solar transition region. III. Helium emission in hydrostatic, constant-abundance models with diffusion // Astrophys. J. — 1993. — 406. — P. 319—345.
16. Foukal P., Hinata S. Electric fields in the solar atmosphere: a review // Solar Phys. — 1991. — 132, N 2. — P. 307—334.
17. Harra L. K., Mathews S. A., Culhane J. L. Nonthermal velocity evolution in the precursor of a solar flare // Astrophys. J. — 2001. — 549, N 2. — P. 245—248.

18. Hasegava A. Kinetic properties of Alfvén waves // Proc. Indian Acad. Sci. A. — 1977. — **86**, N 2. — P. 151–174.
19. Hasegava A., Chen L. Parametric decay of "kinetic Alfvén wave" and its application to plasma heating // Phys. Rev. Lett. — 1976. — **36**. — P. 1362–1365.
20. Hasegava A., Chen L. Kinetic processes in plasma heating by resonant mode conversion of Alfvén wave // Phys. Fluids. — 1976. — **19**, N 12. — P. 1924–1934.
21. Heyvaerts J., Priest E. R., Rust D. M. Models of solar flares // Astrophys. J. — 1977. — **216**. — P. 213–221.
22. Hudson H. S. The physics of chromospheric plasmas // ASP Conf. Ser. — 2007. — **368**. — P. 365. — (Coimbra Solar Physics Meeting / Eds P. Heinzel, I. Dorotovich, R. Rutten).
23. Kryshstal A. N., Gerasimenko S. V., Voitsekhovska A. D. "Oblique" Bernstein modes in solar preflare plasma: Generation of second harmonics // Adv. Space Res. — 2012. — **49**. — P. 791–796.
24. Machado M. E., Avrett E. H., Vernazza J. E., Noyes R. W. Semiempirical models of chromospheric flare regions // Astrophys. J. — 1980. — **242**, N 1. — P. 336–351.
25. Miller I. A., Cargil P. I., Emslie A. G., et al. Critical issues for understanding particle acceleration in impulsive solar flares // J. Geophys. Res. — 1997. — **102**, N A7. — P. 14631–14659.
26. Schmahl E. I., Webb D. K., Woodgate B., et al. Coronal manifestations of preflare activity // Energetic Phenomena on the Sun ("Impulsive Phase Transport") / Eds M. Kundu, B. Woodgate. — Washington, DC, NASA CP, 1986. — **2439**. — P. 48–78.
27. Solanki S. K. Small-scale solar magnetic fields: an overview // Space Sci. Revs. — 1993. — **63**. — P. 1–183.
28. Vernazza J. E., Avrett E. H., Loeser R. Structure of the solar chromosphere. III. Models of the EUV brightness components of the quiet Sun // Astrophys. J. Suppl. Ser. — 1981. — **45**. — P. 635–725.

Стаття надійшла до редакції 24.02.13

О. Н. Кришталь, С. В. Герасименко, А. Д. Войцеховська

ГЕНЕРАЦІЯ КІНЕТИЧНИХ ІОННО-ЗВУКОВИХ ХВИЛЬ В ПЕРЕДСПАЛОХОВІЙ АТМОСФЕРІ АКТИВНОЇ ОБЛАСТІ НА СОНЦІ

Досліджувався процес появи та розвитку нестійкості низькочастотних хвиль у плазмі в області поблизу основи корональних петель, яка відповідає нижньо-середній передспалаховій хромосфері. Дослідження проводились у припущенні квазіпотенціального магнітного поля ок-

ремої петлі, коли його амплітуда на обраній ділянці струмового контура останньої змінювалася в інтервалі від 1 до 3 мТл. В якості основних причин нестійкості розглядалися наявність в петлях слабого великомасштабного електричного поля і повільні дрейфові рухи плазми, викликані просторовою неоднорідністю її температури і густини. Ідентифікація отриманих рішень дисперсійного рівняння дозволила встановити, що для напівемпіричної моделі сонячної атмосфери FAL хвилі, що генеруються на лінійній стадії розвитку нестійкості, є кінетичними іонно-звуковими хвилями. Найбільш важливими рисами досліджених хвиль виявилися невисокий ступінь неізотермічності плазми, необхідний для прояву нестійкості, а також низький поріг збудження цієї нестійкості в одиницях амплітуди локального дрейсерівського поля в петлі. Кінетичні іонно-звукові хвилі, що генеруються як і кінетичні альвенівські хвилі, мають власне позовжне електричне поле, внаслідок чого можуть ефективно прискорювати заряджені частки у передспалаховій атмосфері активної області.

A. N. Kryshstal, S.V. Gerasimenko, A. D. Voitsekhovska

GENERATION OF KINETIC ION-ACOUSTIC WAVES IN PREFLARE ATMOSPHERE OF A SOLAR ACTIVE REGION

We investigated the process of rise and development of instability of low-frequency waves in plasma in the area near the foot-point of coronal loops which corresponds to the low-middle preflare chromosphere. The study was carried out under the assumption of the quasi-potential form of magnetic field of a single loop when its amplitude at a given part of current circuit changed from 1 to 3 mT. The existence of a weak large-scale electric field in the loop and slow drift motions of plasma due to spatial inhomogeneities of its temperature and density were considered as the main reasons of instability. The identification of the obtained solution of dispersive relation allowed us to establish that for semiempirical model of the solar atmosphere FAL the waves generated during the linear stage of instability development are kinetic ion-acoustic waves. The most important properties of the waves under consideration are a low degree of plasma nonisothermality which is necessary for the instability appearance and its extremely low threshold expressed in the units of the local dreicer field's amplitude. Kinetic ion-acoustic waves which are generated as well as kinetic Alfvén waves have their own longitudinal electric field. Due to this field all these waves can effectively accelerate charge particles in preflare atmosphere of a solar active region.

УДК 520.6.05+53.09+544.636

Ю. А. Клименко¹, О. В. Семенив¹, А. В. Беспалова¹, Ю. В. Пруцко¹, Ю. А. Малетин², Н. Г. Стрижакова², С. А. Зелинский², С. А. Тычина², Д. М. Дробный², В. Б. Неймаш³, В. Н. Порошин³, В. Ю. Поварчук³

¹ Институт космических исследований Национальной академии наук Украины
та Державного космічного агентства України, Київ

² Институт сорбции та проблем эндоэкологии Национальной академии наук Украины, Київ

³ Институт физики Национальной академии наук Украины, Київ

РАДИАЦИОННАЯ ВОСПРИИМЧИВОСТЬ СУПЕРКОНДЕНСАТОРОВ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИХ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Рассмотрены перспективы использования суперконденсаторов в качестве элементов спутниковой системы энергообеспечения. Проведена серия лабораторных экспериментов по влиянию гамма- и электронного облучения на характеристики суперконденсаторов. Установлено, что суммарная эквивалентная доза радиации, способная ухудшить основные технические характеристики источника энергии, может быть накоплена на околоземных орбитах за время, которое значительно превышает время жизни самого спутника. Показано, что наиболее чувствительным к действию ионизирующей радиации элементом конструкции суперконденсаторов является электролит.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время разработка и изготовление миниатюрных, легких и высокоэффективных изделий космической техники является одним из приоритетных направлений освоения космического пространства [13, 24]. По мнению специалистов, уже к концу этого десятилетия около 20 % космических задач будут решаться с помощью малых (500 — 1000 кг), мини- (100 — 500 кг), микро- (10 — 100 кг), нано- (1 — 10 кг), пико- (0.1 — 1 кг) и фемто- (до 100 г) спутников. Современные технологии по сути ограничивают возможности производства малогабаритного отказоустойчивого и высоконадежного оборудования для спутниковых систем. Необходимо искать новые подходы, ориентируясь на достижения современных технологий. Именно они сейчас предоставляют широкие возможности для проектирования и создания принципиально новых космических систем [8, 13, 16].

С ужесточением требований к новым космическим экспериментам и в связи с расширением круга задач, решаемых в космическом пространстве, все более возрастает потребность в увеличении мощности первичных и вторичных источников электропитания для космических аппаратов (КА). Повышение эффективности использования электроэнергии позволит увеличить мощность полезной нагрузки КА без увеличения его массы, либо, наоборот, сделает возможным сохранение структурных совершенств и функциональных возможностей „больших“ спутников на уровне их миниатюрных аналогов.

С точки зрения перспектив космического приборостроения широко применяемые ныне электрохимические источники питания — никель-кадмиевые, серебряно-цинковые, никель-металлгидридные и др. — имеют существенные недостатки (длительное время разряда/заряда, газовыделение, относительно высокая скорость саморазряда, использование специальных средств герметизации) и ряд экологических проблем, связанных с надежностью и эксплуатацией электрохимических источников тока на основе токсичных солей тяжелых металлов, газов и кис-

© Ю. А. КЛИМЕНКО, О. В. СЕМЕНИВ, А. В. БЕСПАЛОВА, Ю. В. ПРУЦКО, Ю. А. МАЛЕТИН, Н. Г. СТРИЖАКОВА, С. А. ЗЕЛИНСКИЙ, С. А. ТЫЧИНА, Д. М. ДРОБНЫЙ, В. Б. НЕЙМАШ, В. Н. ПОРОШИН, В. Ю. ПОВАРЧУК, 2013

лотных или щелочных электролитов. Активное внедрение в космическую отрасль литий-ионных и литий-полимерных технологий позволит обеспечить на 50 % более высокую энергетическую плотность, вдвое уменьшить массогабаритные характеристики и саморазряд батарей, но одновременно даст проигрыш в осуществимом количестве циклов «заряд — разряд» (до 5000 по сравнению с 20000 у никель-металлгидридных батарей), в уменьшении срока службы аккумулятора (до 2 лет), и сделает проблемным зарядку аккумуляторов при отрицательных температурах, либо их глубокую разрядку [21].

На сегодняшний день фактически нет предпосылок для создания компактных и высокоэффективных аккумуляторных источников питания, удовлетворяющих возросшим космическим требованиям ко времени их работы, числу циклов заряд/разряд, удельной энергии/мощности, температурной устойчивости, высокому к.п.д., низкому саморазряду, экологичности, радиационной стойкости и пр.

Альтернативой современным электрохимическим источникам служат новые типы высокоомощных накопителей электрической энергии — суперконденсаторы (СК), которые удачно занимают нишу между аккумуляторами и конденсаторами, сочетая в себе основополагающие преимущества обоих устройств, а именно высокую плотность запасаемой энергии первых и огромную мощность при импульсном разряде вторых [17].

Энергия в СК накапливается в результате разделения заряженных частиц в нанометровом двойном электрическом слое, образуемом на поверхности раздела нанопористого угольного электродного материала и электролита. Сочетание высокоразвитой удельной поверхности нанопористого углерода ($1000 \text{ м}^2/\text{г}$ и более) с нанометровой толщиной двойного слоя определяет огромную емкость СК — до $10 \text{ Ф}/\text{см}^3$. В отличие от аккумулятора, накопление и отдача электрической энергии в СК происходит не за счет электрохимических реакций и массопереноса через границу раздела, а только благодаря быстрым перемещениям (диффузии и миграции) подвижных ионов в жидком электролите. Поэтому суперконденсатор выдерживает на по-

рядки большее число полных циклов «заряд — разряд» без деградации материала (до миллиона циклов), демонстрирует предельно малое время выхода на необходимый уровень разряда (10—30 мкс), сверхвысокий уровень разрядной мощности (до $10 \text{ кВт}/\text{кг}$ и даже выше), имеет к. п. д. от 85 до 98 % и время жизни около 12—15 лет. Благодаря этим преимуществам СК имеет существенно меньший вес, чем электрохимические аккумуляторы аналогичной мощности, и к тому же температурный интервал их стабильной работы составляет от -50 до $+60^\circ \text{С}$.

Однако и суперконденсаторы не лишены недостатков. Основной из них — все еще низкая плотность запасаемой энергии ($3\text{—}5 \text{ Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$), что в 20—30 раз уступает литий-ионным батареям. Другие (но менее существенные) недостатки — это быстрое падение напряжения в процессе разряда и сравнимая с электрохимическими источниками скорость саморазряда, до 15—30 % в месяц.

Совместное применение традиционных электрохимических источников тока и суперконденсаторов — т. н. комбинированные источники питания — дает своеобразный компромисс между двумя принципиально разными источниками энергии. При объединении со СК от батареи не требуется отдача больших импульсов мощности, их принимает на себя СК. Он также обеспечивает защиту от провалов напряжения и компенсирует пиковые нагрузки, что существенно продлевает жизнь электрохимических батарей. Именно комбинированные источники питания, по мнению специалистов, дают оптимальное соотношение преимуществ традиционных источников питания и СК.

Согласно маркетинговым исследованиям, мировой рынок СК растет со среднегодовым темпом 25 % и к концу 2017 г. достигнет рубежа в 2 млрд долларов. Промышленные и опытно-промышленные партии СК выпускаются такими фирмами, как Maxwell Technologies и Ioxus (США), Panasonic, Nippon Chemi-con и NEC Tokin (Япония), WIMA (Германия), Batscap (Франция), CapXX (Австралия), NESSCap, LS Cable, SK Energy, Korchip (Корея), ELTON, ECOND International (Москва), ЭЛИТ (Курск), «Юнаско-Украина» и другие.

Перспективам применения СК как составных элементов системы энергообеспечения будущих малых и сверхмалых космических аппаратов, а также оценке степени их радиационной устойчивости посвящена данная работа. Ранее применимость СК в качестве буферных источников питания для микроспутников была рассмотрена в работе [19], а устойчивость СК по отношению к умеренным дозам протонного и гамма-излучения была экспериментально установлена в работе [26]. Однако комплексный подход к поставленной проблеме до сих пор предпринят не был.

2. ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СУПЕРКОНДЕНСАТОРОВ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Прежде чем очертить спектр возможных космических применений суперконденсаторов (СК), уместно упомянуть те народнохозяйственные отрасли, где СК уже используются, либо их использование имеет хорошие перспективы. В первую очередь, это электроэнергетика и связанные с ней системы бесперебойного энергообеспечения, компенсации пиковых нагрузок, накопления и выдачи потребителю электроэнергии определенной мощности, резервные и аварийные источники электропитания, фильтры и преобразователи тока и пр. Кроме энергетики, это радиоэлектронная и электротехническая промышленности, в особенности сложные интегрирующие элементы, возрастающая чувствительность которых требует их защищенности к провалам напряжения питающей сети или к ее кратковременным отключениям. В-третьих, это автономная бытовая техника, способная заряжаться за считанные секунды, и бытовая электроника: низкоинерционные резервные источники бесперебойного энергоснабжения (UPS) для портативных компьютеров, процессоров, цифровых фотоаппаратов, мобильных телефонов, электронных игрушек, плееров и изделий медико-биологического назначения (например слуховых аппаратов). В-четвертых, это промышленные импульсные источники питания для систем запуска двигателей внутреннего сгорания, сварочных аппаратов, сигнальных устройств, ветряных турбин и т. д. Перспективно

также применение СК в системах рекуперации энергии в электрических и гибридных транспортных средствах, лифтах, подъемных кранах и других электроподъемниках, малой авиации и электромобилях — там, где можно зарядить СК за счет энергии торможения движущегося или вращающегося технического аппарата.

Если рассматривать космические аппараты, то СК (вместе с аккумуляторами и солнечными батареями) могут обеспечить бесперебойное питание той части оборудования КА, где требуются значительные энергозатраты за сравнительно короткий промежуток времени. В первую очередь это системы управления аппаратом во время его запуска или движения по переходной орбите, механизмы запуска и остановки электрореактивных двигателей при изменении или коррекции орбиты КА, системы аварийной защиты и уничтожения ракет-носителей (здесь СК выступает в качестве детонатора пиротехнических блоков), системы активной ориентации и питания узлов стабилизации КА (раскручивание реакционных колес и пр.), системы разгрузки силовых гиродинов, средства развертки антенн и солнечных батарей, блоки резервного и аварийного хранения информации, резервное питание систем теплорегуляции, системы отделения микроспутников от ракеты-носителя (подрыв пиропатронов) и пр.

Как уже отмечалось, перспективными для космических применений считаются и комбинированные источники электропитания, состоящие из электрохимического аккумулятора и СК. Эти устройства способны увеличить срок службы источников питания (основных и резервных), существенно улучшить стабилизацию силы тока и его фильтрацию, а также обеспечить компенсацию пиковых нагрузок в критические моменты для бортовой электроники. Использование таких комбинированных источников, например в телеметрии, позволит существенно улучшить качество сигнала, передаваемого со спутника на Землю. При этом на восстановление сессии передачи потребуются существенно меньше времени, чем при использовании одной лишь электрохимической батареи, не защищенной от колебаний потребляемой мощности.

Комбинированные источники питания имеют большую перспективу для низкоорбитальных спутников. Их запуски планирует и Украина («Січ-2М», «Січ-3-О», «Січ-3-Р», «Попередження», «Інтербол-Прогноз»). Потребляемая аппаратурой мощность в таких спутниках является сравнительно низкой по сравнению с высокоорбитальными аппаратами (0.5—4 кВт против 15 кВт и более), а время их жизни составляет 5—8 лет вместо «стандартных» 10—12 лет. Причина сокращения срока службы связана с периодом обращения спутников на низких орбитах. Он составляет около 100—120 минут, и из-за частого переключения энергетической системы от солнечных батарей на аккумуляторы и обратно существенно снижается время жизни самого короткоживущего элемента спутника — электрохимического аккумулятора. Параллельное присоединение СК к аккумуляторной батарее даст возможность в полтора-два раза продлить срок службы батарей и избежать нежелательных для них глубоких циклов заряда/разряда и губительных всплесков по мощности.

Укажем еще на несколько перспективных применений СК, связанных с проблемой космического мусора. В настоящее время объём фрагментированного мусора — особенно на низких околоземных орбитах — настолько велик, что имеется серьёзный риск столкновения с ним космических аппаратов. Столкновения с техногенным мусором могут стать причиной повреждений поверхностей важных частей спутника и к его выходу из строя. Оставаясь на орбите, нефункционирующий спутник подвергается дальнейшей многократной фрагментации, что еще более увеличивает замусоренность орбиты. К настоящему времени ситуация с космическим мусором стала необратимой, и назрела необходимость в создании спутниковой системы мониторинга и быстрого реагирования на опасные фрагменты орбитального мусора с целью избежать возможных столкновений. В этой связи энергия суперконденсатора может обеспечить быстрый локальный маневр спутника для ухода с фатальной траектории. Другой допустимый вариант — уничтожение опасного мусора с помощью мощного лазера, импульс для возбуждения которого тоже может дать суперконденсатор.

Практика вывода спутников с орбиты по окончании срока их эксплуатации (на орбиты захоронения для геостационарных спутников и в плотные слои атмосферы для низкоорбитальных аппаратов), кроме наличия необходимого топлива, требует и запаса определенной мощности, необходимой для запуска реактивных двигателей космического аппарата. Однако к окончанию срока своей эксплуатации самый короткоживущий компонент спутника — аккумулятор — часто оказывается неспособным обеспечить необходимый импульс. В этом случае преимущество СК состоит в том, что он, даже будучи заряженным от «севшей» аккумуляторной батареи, способен обеспечить быстрое и эффективное питание для схода спутника с рабочей орбиты.

3. СУПЕРКОНДЕНСАТОР КАК ОБЪЕКТ РАДИАЦИОННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ И МЕТОДИКА ЛАБОРАТОРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Вышеупомянутые перспективы применения СК в космической отрасли останутся невостребованными, если не оценить степень влияния космического пространства на работу СК. В особенности это касается степени его радиационной устойчивости [10, 12, 14]. Космическая радиация является многокомпонентной по своему составу, и каждый из компонентов по-разному воздействует на материалы, составляющие основу прибора [18]. Кроме того, действие космического ионизирующего излучения происходит на фоне воздействия других факторов космического пространства: магнитосферной плазмы, глубокого вакуума, невесомости, знакопеременной температуры и пр. Это еще более усложняет характер процессов, протекающих внутри материалов космической техники.

Физические механизмы влияния космической радиации на работу СК, помимо вида, интенсивности и энергии воздействующего излучения (о них говорится в Приложениях А и Б), зависит от принципа действия устройства и типа входящих в него материалов. Принцип действия СК основан на процессах заряда и разряда двойного электрического слоя, который образуется на межфазовой границе электрод/электролит [17]. Использование высокопористого углерода

в качестве электродного материала обеспечивает огромную емкость накопителя, а значит, и высокую — по сравнению с обычным конденсатором — удельную запасаемую энергию. Размер пор в углеродном материале должен быть доступен для электролитической системы и составлять около 2—3 нм при использовании органических электролитов. Именно такие поры способны разместить сольватированные квазисферические ионы с образованием в порах двойного электрического слоя. При больших размерах пор уменьшается площадь активной поверхности, что уменьшает емкость суперконденсатора, а при меньших размерах затрудняется проникновение в поры ионов электролита, окруженных молекулами растворителя.

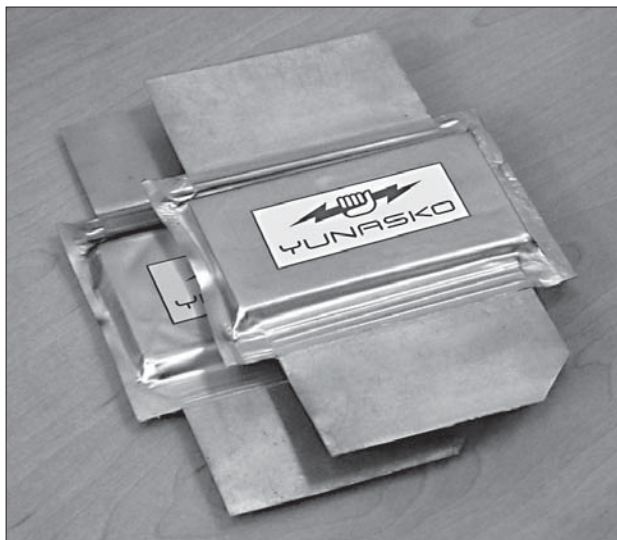
Кроме удельной энергии, запасаемой в порах нанопористого углерода, ключевой характеристикой СК — как и для других химических источников электропитания — является удельная мощность его разряда. Для обеспечения высокой мощности выдаваемого электрического импульса необходимо снижение внутреннего сопротивления источника, которое определяется главным образом сопротивлением электролита в пористой матрице электродного материала [22]. Именно за счет своего низкого внутреннего сопротивления СК способны выдавать огромную мощность, в десятки раз превышающую способность аккумуляторов.

Исходя из этого, основным объектом для радиационного исследования фактически являются наноуглеродные поры с находящимся внутри них электролитом. Поведение заполненных электролитом пор и, как следствие, функционирование СК под действием радиационной нагрузки является трудно прогнозируемым из-за отсутствия данных о воздействии радиации на подобного рода наноматериалы. Имеет смысл отметить лишь фундаментальный обзор [23], посвященный влиянию ионного и электронного облучений на наноструктурированные материалы, а также экспериментальную работу [26] по восприимчивости СК к протонному и гамма-излучению.

Интуитивно следует ожидать, что влияние радиации на составляющие СК должно существенно отличаться от влияния радиации на обыч-

ные твердые тела и жидкости. Но аналитические расчеты для подобной задачи являются слишком сложными из-за незнания базовых характеристик взаимодействия излучений с подобным веществом — линейных потерь энергии частиц в заполненном электролитом нанопористом углероде и длины пробега частиц в этом двухкомпонентном материале. Наличие нанопор приводит к тому, что процесс взаимодействия радиации с углеродными атомами приведет к образованию дефектной пары «вакансия на поверхности поры — выброшенный в пору атом», которая, в отличие от обычных материалов с ближним или дальним порядком, не сможет рекомбинировать даже при комнатных температурах [23]. Дополнительные сложности в изучении радиационного влияния обусловлены сравнительно быстрым «зарастанием» пор из-за образования новых ковалентных связей (sp , sp^2 или sp^3) между выброшенным атомом и пористой поверхностью, а также образованием новых каналов за счет вакансий, которые создаются на месте выброшенных атомов. Если первый фактор будет негативно влиять на емкость СК, то второй, наоборот, должен увеличить емкость СК за счет открытия новых пор, ранее недоступных для электролита. Степень радиационного влияния на работу СК также зависит от физико-химических свойств электролита, в частности от степени устойчивости электролитической системы по отношению к радиолитизу, химической активности электролита по отношению к образующимся в нем и на поверхности электрода частицам и пр.

Отсутствие теоретических данных о степени радиационной устойчивости СК приводит нас к необходимости экспериментальной проверки устойчивости СК по отношению к электронному и гамма-воздействию — основным компонентам, дающим вклад в радиационную обстановку внутри космического аппарата. Электронный поток внутри КА порождается одним из первичных источников радиации в околоземном пространстве — радиационными поясами Земли — и ослабляется с увеличением толщины корпуса космического аппарата. Гамма-поток внутри КА связан с тормозным излучением электронов, создаваемым корпусом аппарата. С увеличением



Суперконденсаторы компании «Юнаско-Украина» ёмкостью 500 Ф

толщины обшивки он может в тысячи раз превосходить электронный поток, служащий первопричиной гамма-излучения. Краткий обзор радиационных условий на околоземных орбитах вместе с оценкой уровня поглощенных доз на борту КА дается в Приложениях А и Б.

Лабораторные испытания образцов СК на предмет радиационной устойчивости по отношению к электронной и гамма-радиаций были проведены на базе соответствующего оборудования Института физики НАН Украины. Для испытаний были выбраны отечественные образцы СК, предоставленные фирмой «Юнаско-Украина». Продукты этой компании вполне конкурентоспособны, они сочетают относительную простоту изготовления устройства и отсутствие экологически опасных веществ. Их разработки (с уже протестированными первыми образцами) дают возможность обеспечить существенно более высокую (в 2–3 раза) удельную мощность устройства, чем зарубежные аналоги сходной массы, не уменьшая при этом удельную энергию СК. Это было подтверждено результатами сравнительных испытаний, проведенных в Институте транспортных исследований (г. Дэвис, США), а также в компании JME Inc. (г. Кливленд, США).

Для анализа влияния гамма- и электронного облучения на характеристики и режимы работы

СК было изготовлено 17 макетов этих накопителей. Реальные СК представлены на рисунке, но испытания проводились на макетах в связи с простотой их изготовления и компактности.

Угольные электроды для макетов формировались методом вальцовки смеси коммерчески доступного угольного порошка YP50F (производства компании Kuragay, Япония) с тефлоновой суспензией в качестве связующего. Толщина электродов составляла 0.1 мм. Полученный таким образом угольный электрод с линейными размерами 3 × 5 см ламинировали на поверхность алюминиевой фольги, которая выполняла роль коллектора тока. Изготовленные электроды сушили в вакууме при 220 °С, после чего их перемещали в сухой бокс с атмосферой аргона, где завершали изготовление макетов СК. Макет включал пару угольных электродов, нанесенных на коллекторы тока и разделенных сепаратором. Эту систему помещали между двумя слоями алюминиевой фольги, ламинированной полипропиленом, которая выполняла роль корпуса. После герметизации корпуса путем сварки полипропиленового слоя по его сторонам через специальный полипропиленовый штуцер электроды и сепаратор пропитывали раствором электролита. Электролит представлял собой 1.3М-раствор тетрафторбората триэтилметиламмония в ацетонитриле. Содержание воды в электролите не превышало 20 ppm. Такой электролит — а вместе с ним и макет СК — стабилен в температурном диапазоне от –50 до +70 °С. При более низкой температуре будет происходить кристаллизация соли за счет снижения растворимости или замерзания растворителя, а верхний предел указанного интервала определяется температурой кипения растворителя. В целом, вышеуказанный интервал покрывает интервал изменений температуры, наблюдаемый внутри космических аппаратов герметичного и негерметичного исполнений ($-20 < T < +40$ °С).

Ключевыми характеристиками для радиационного эксперимента являлись удельная емкость C (Ф/см³) и удельное внутреннее сопротивление R (Ом·см²) макетов СК, измеряемые до и после получения заданной дозы облучения. По первой характеристике судят об удельной энергии E ,

накапливаемой СК, а по второй — об удельной мощности P , выдаваемой накопителем ($E \propto C$ и $P \propto R^{-1}$).

В ходе радиационных экспериментов часть макетов СК облучалась в заряженном состоянии, и такая же часть — в незаряженном. По крайней мере один образец всегда оставался в качестве контрольного. Облучение проводили при комнатной температуре. В отличие от работы [26], посвященной влиянию умеренного потока протонов и гамма-квантов на характеристики СК и устойчивости СК в этом диапазоне, изучаемые нами дозы облучения на несколько порядков превосходят совокупную дозу, накапливаемую за весь период функционирования космического аппарата. Выбор в пользу таких больших интенсивностей обусловлен как высокими требованиями к устройствам аэрокосмического базирования, так и неопределенностью характеристик взаимодействия радиоактивного излучения с материалами, составляющими СК. Напомним, что для расчета приобретенных доз за испытуемый материал часто принимают кристаллический кремний, а приобретенная доза в других материалах, особенно тех, которые имеют твердые и жидкие компоненты, может существенно отличаться от «стандартно» рассчитываемой.

4. ВЛИЯНИЕ ГАММА- И ЭЛЕКТРОННОГО ОБЛУЧЕНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ СУПЕРКОНДЕНСАТОРА

Эксперименты по гамма-облучению. В качестве источника излучения использовалась изотопная гамма-установка, содержащая кобальт-60. Суммарная активность радиоактивного источника составляла 450 Кюри, и это обеспечивало интенсивность гамма-потока 17 рад/с в камере облучения. Исследуемые макеты помещали в рабочую камеру транспортного штока, который автоматически доставлял их в камеру облучения, выдерживал их там определенное время для набора заданной дозы, а затем поднимал наружу. Процедуру облучения повторяли несколько раз для получения дозовых зависимостей измеряемых параметров.

Для тестирования параметров СК было изготовлено 11 одинаковых образцов. Один из них

оставался в качестве контрольного, а оставшиеся 10 разделялись на две равные группы: пять макетов облучались в заряженном состоянии ($U = 2.2$ В), а остальные пять — в разряженном ($U = 0.5$ В). Было проведено четыре серии облучения, суммарные дозы в которых составляли 100, 1000, 2000, и 4000 крад. Доза в 100 крад соответствовала верхнему пределу радиационных измерений, проведенных в работе [25], установившей факт радиационной устойчивости СК вплоть до эту границу.

Параметры, которые контролировались после каждой серии: усредненные значения емкости C и сопротивления R для каждой из трех групп макетов: заряженных, незаряженных и контрольной. Также анализировались относительные изменения этих параметров по отношению к первоначальным значениям: $\varepsilon_C = \frac{C - C_0}{C_0} \cdot 100\%$ и $\varepsilon_R = \frac{R - R_0}{R_0} \cdot 100\%$. В этих выражениях C_0 и R_0 — значения удельной емкости и сопротивления до радиационного облучения [20, 25].

Табл. 1 иллюстрирует динамику поведения емкости и сопротивления СК после каждой серии облучения гамма-квантами. Облученные СК — как заряженные, так и незаряженные — демонстрируют постепенное уменьшение удельной емкости и увеличение внутреннего сопротивления. Изменения емкости практически не превышают соответствующие изменения для контрольного необлученного образца, а изменения сопротивления, хотя и выше для облучаемых образцов, тем не менее остаются в допустимых международных стандартах пределах (+100 %).

Если сравнивать поведение заряженных и незаряженных СК, то можно увидеть, что степень влияния гамма-радиации на характеристики СК практически не зависит от накопленного внутри него заряда. А после сравнения характеристик облучаемых образцов с контрольным несложно сделать вывод, что даже высокие дозы гамма-облучения не способны существенно изменить емкость СК.

Несколько иная ситуация наблюдается с удельным внутренним сопротивлением СК. Относительные сопротивления облучаемых макетов, хотя и остаются в допустимых пределах,

как отмечалось выше, демонстрируют более уверенное увеличение по сравнению с контрольным, необлучаемым макетом. Поскольку сопротивление СК фактически определяется сопротивлением электролита в порах угольного электродного материала, то из этого следует, что большие дозы гамма-облучения способны вызывать химические превращения в электролите и на поверхности электрода, например вследствие радиолитического разложения электролита и взаимодействия продуктов радиолитического разложения с поверхностью угля.

Также имеет смысл оценить, за какой период времени спутниковый СК способен накопить указанные выше дозы. В Приложении Б систематизированы сведения, из которых можно заключить, что общая поглощенная доза за обшивкой КА (включая гамма-вклад, создаваемый торможением релятивистских электронов внутри обшивки) составит около 2, 100 или 30 крад в год, если орбита спутника соответственно является низкой, высокой или геостационарной. Принимая во внимание максимальное время жизни спутника в 20 лет, следует заключить, что максимально возможная накопленная доза в СК никогда не сможет превысить 2000 крад. Поэтому, основываясь на представленных выше результатах, можно сделать вывод, что спутниковые СК практически не подвержены влиянию космической гамма-радиации.

Эксперименты по электронному облучению.

Для оценки влияния падающего электронного потока на характеристики и режимы работы СК было проведено облучение макетов СК реляти-

вистскими электронами с энергией 1 МэВ. Облучение проводили с помощью линейного ускорителя электронов АРГУС, который обеспечивал интенсивность пучка до 10 мкА. Для проведения эксперимента было изготовлено шесть макетов суперконденсаторов. Четыре из них подвергались облучению (по два в заряженном и разряженном состояниях), а остальные два оставались как контрольные. За время лабораторного облучения полная интенсивность электронного потока составляла 10^{16} эл/см². Чтобы сравнить это значение с суммарными потоками на космических орбитах, достаточно воспользоваться данными из Приложения Б этой работы. На низких орбитах суммарный электронный поток за полное время жизни микроспутника составляет 10^{14} эл/см². Если же принять во внимание максимальную продолжительность жизни спутника на высоких и геостационарной орбите (20 лет), и используя данные о средней интенсивности потока на таких орбитах (10^6 см⁻²с⁻¹ и 10^3 см⁻²с⁻¹ соответственно), то несложно установить, что суммарный электронный поток, создаваемый за полное время жизни спутника на высоких и геостационарной орбите, соответственно составит величины порядка 10^{13} и 10^{10} см⁻². Приведенные оценки означают, что достигнутая в лабораторном эксперименте интегральная интенсивность электронного потока недостижима на спутниковых орбитах.

Изменение удельной емкости и удельного сопротивления макетов СК после облучения суммарным потоком в 10^{16} эл/см² представлено в табл. 2.

Таблица 1. Динамика изменения сопротивления и емкости суперконденсатора в результате гамма-облучения

Образцы	C, Ф/см ³ ; (ε _C , %)					R, Ом·см ² ; (ε _R , %)				
	Доза, крад:					Доза, крад:				
	0	100	1000	2000	4000	0	100	1000	2000	4000
Заряженные	17.1	15.96 (-6.7)	15.76 (-7.8)	15.1 (-11.7)	14.88 (-13)	1.14	1.25 (+9.7)	1.38 (+21.1)	1.85 (+62.3)	2.08 (+82.5)
Разряженные	16.72	15.94 (-4.7)	15.92 (-4.8)	15.8 (-5.5)	15.25 (-8.8)	0.96	1.12 (+16.7)	1.15 (+19.8)	1.33 (+38.5)	1.68 (+75)
Контрольный (разряженный)	17.1	15.7 (-8.2%)	15.6 (-8.8%)	15.6 (-8.8%)	15.6 (-8.8%)	0.92	0.99 (+7.6)	1.03 (+12)	1.1 (+19.6)	1.17 (+27.2)

Примечание. Периодичность снятия данных с контрольного образца такая же, что и для облучаемых образцов.

В отличие от гамма-излучения, электронное облучение оказывается более губительным для технических характеристик макетов СК. Но даже при высокой дозе облучения относительное падение емкости в макетах СК не превышает 50 %, что позволяет использовать их в качестве источника питания. К сожалению, этого нельзя сказать в отношении удельного сопротивления. Оно увеличивается в несколько раз, что приводит к пропорциональному уменьшению отдаваемой устройством мощности.

Косвенным фактором, свидетельствующим о наличии структурных изменений в макетах СК под влиянием больших доз радиации, служит изменение цвета электролита — в ходе радиационных испытаний он изменяется от бесцветного до желто-коричневого, а степень насыщенности цвета коррелирует с дозой электронного облучения. По всей видимости, такие изменения свидетельствуют о нарастающем радиоллизе электролита.

Важно также отметить, что даже после получения ударных доз облучения СК сохраняет свою функциональность и способен поддерживать новые циклы заряда/разряда.

5. ВЫВОДЫ

Основываясь на результатах экспериментов по гамма- и электронному облучению и материалах Приложений А и Б относительно радиационных условий на космических орбитах, можно сделать вывод о том, что за время жизни спутника источники электропитания на базе СК остаются ус-

тойчивыми к действию космической радиации. Из материалов, входящих в СК, наибольшей стабильностью обладает нанопористый углерод, отвечающий за емкость накопителя. Наиболее чувствительным к действию радиации является электролит, что отражается в увеличении внутреннего сопротивления СК под действием радиации.

Суммарная эквивалентная доза радиации, способная ухудшить основные технические характеристики СК (емкость и сопротивление, а значит и удельную плотность накопленной энергии, и удельную отдаваемую мощность) может быть накоплена на околоземных орбитах за время, которое на несколько порядков превышает время жизни спутника.

Суммируя вышеизложенное, можно сказать, что отечественные СК, изготавливаемые по технологии компании «Юнаско-Украина», имеют хорошие перспективы использования в высокоэффективных спутниковых системах электропитания. Еще больший интерес с точки зрения создания космических аккумуляторных источников питания могут представлять новые разработки этой компании — гибридные конденсаторы. Их электроды содержат компоненты как СК, так и литий-ионных батарей. В таких гибридах удельную энергию накопителя можно повысить практически на порядок. Оценить радиационную устойчивость таких источников еще предстоит.

Приложение А

ФАКТОРЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА И РАДИАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ НА ОРБИТАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

По экспертным оценкам, более половины отказов в работе оборудования космических аппаратов вызвано неблагоприятным влиянием факторов космического пространства (ФКП). На оборудование КА существенно влияют электромагнитная и корпускулярная радиация, магнитосферная плазма и плазма солнечного ветра, глубокий вакуум и метеорная пыль, температурные градиенты и пр. В результате таких воздействий в материалах и элементах конструкции КА развиваются разнообразные физико-химические процессы, накапливаются нежелательные отклонения и ошибки, что приводит к изменению (как правило, к ухудшению) их эксплуатационных характеристик [9, 19].

Таблица 2. Динамика изменения основных параметров суперконденсатора в ходе электронного облучения

Образцы	C, Ф/см ³ ; (ε _C , %)		R, Ом·см ² ; (ε _R , %)	
	I, эл/см ²		I, эл/см ²	
	0	10 ¹⁶	0	10 ¹⁶
Заряженные	16.8	10.25 (–39 %)	1.05	4.61 (+340 %)
Разряженные	14.75	13.65 (–7.5 %)	0.96	2.12 (+121 %)
Контрольные	16.35	14.85 (–9.2 %)	0.73	0.79 (+8.2 %)

Примечание. Периодичность снятия данных с контрольного образца такая же, что и для облучаемых образцов.

В условиях космического вакуума ($p = 10^{-8} \dots 10^{-12}$ Па) происходит уход воздуха из пористых материалов, испарение покрытий и смазок, скалывание частиц с трущихся поверхностей, потеря летучих компонентов в резинах и пластмассах и т. д. Метеорные потоки и микрометеоритная пыль дают эрозию корпуса КА, изменение оптических параметров защитных стекол и просветляющих покрытий, пробой оболочки герметических отсеков, деградацию солнечных батарей и пр. Термические удары из-за периодического попадания КА с освещенной части орбиты на затененную и наоборот (Т от -150 до $+100$ °С на корпусе КА), приводят к деформации теплоизолирующих покрытий, появлению трещин и разрушению контактных соединений, снижению сроков службы солнечных батарей, изменению рабочей температуры измерительных устройств, появлению термических напряжений в элементах конструкции, их старению и пр. Высокоскоростные плазменные потоки, являющиеся основной причиной нарушения энергоснабжения КА, дают электризацию корпуса КА, потерю мощности солнечных батарей, утечку электрического тока, искрение, коронный разряд и пр.

Однако главными причинами непредсказуемой и нештатной работы оборудования и приборов на борту КА являются процессы, порождаемые воздействием ионизирующего излучения на физико-химическую структуру вещества.

Основными источниками радиации на околоземных орбитах служат частицы радиационных поясов Земли, галактические и солнечные космические лучи, а также электромагнитное излучение Солнца. Частицы естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ), в основном это электроны и протоны и ионы, захваченные геомагнитным полем, непрерывно распределены в диапазоне от десятков кэВ до сотен МэВ для протонов и до десятков МэВ для электронов. Галактические космические лучи (ГКЛ) представляют собой ускоренные до высоких энергий (10^8 — 10^{20} эВ) ядра химических элементов с преобладанием ядер водорода, гелия и других легких атомов. Под солнечными космическими лучами (СКЛ) понимают потоки заряженных частиц (в основном электроны и протоны) с энергией порядка 10^6 — 10^{10} эВ, испускаемые Солнцем за время магнитных бурь, когда уровень солнечной активности повышается в десятки и сотни раз. Активным Солнцем также генерируется электромагнитное излучение всех диапазонов — от метровых радиоволн до гамма-излучений [9]. Но обшивка космического аппарата экранирует все виды электромагнитного излучения, за исключением рентгеновского и гамма [13, 9].

Интенсивность первичных источников радиации в околоземном пространстве в значительной степени зависит от солнечной активности (СА). Между активностью Солнца и интенсивностью потоков ГКЛ наблюдается

антикорреляция, вызванная повышенным рассеянием галактических космических лучей небольших энергий на возмущениях межпланетного магнитного поля, переносимого плазмой солнечного ветра (т. н. форбуш-эффект). Вспышечный процесс на Солнце, порождаемый пере замыканием магнитных силовых линий, сопровождается выбросом СКЛ с интенсивностью, в несколько тысяч раз превосходящей интенсивность ГКЛ. Одновременно генерируются мощные потоки солнечного ветра, способные вызывать геомагнитные бури и усиливать интенсивности релятивистских электронов (их кинетическая энергия превосходит собственную энергию покоя $E = mc^2 = 0.511$ МэВ) в ЕРПЗ за счет погружения магнитосферы Земли в высокоскоростные потоки плазмы [1, 2, 4]. С возрастанием геомагнитного возмущения также усиливается интенсивность высыпания частиц из ЕРПЗ в районах северного и южного аврорального овала, а для сильных геомагнитных бурь интенсивные высыпания можно ожидать и на более низких широтах (50° и менее).

Кроме вышеназванных трех первичных составляющих космической радиации, иногда упоминают еще два типа первичного излучения: «аномальные космические лучи» (АКЛ) и горячую магнитосферную плазму [9]. Частицы АКЛ представляет собой однократно ионизованные атомы He, N, O, Ne и других элементов, захваченные геомагнитным полем. Они образуют дополнительный радиационный пояс с максимумом интенсивности на высотах 6...9 тыс. км над уровнем Земли в экваториальной плоскости. Плотность потока частиц в поясе сопоставима с плотностью потока ядер ГКЛ, а их характерная энергия составляет 10...15 МэВ/нуклон. Из-за специфики зарядового и энергетического распределений частиц АКЛ, а также их узкой локализации в околоземном пространстве данные частицы не представляют собой существенной радиационной опасности для космического аппарата [17].

Горячая магнитосферная плазма актуальна для высот в несколько десятков тысяч километров. Однако в полярных областях она проникает на высоты в сотни километров. Энергии электронов и ионов в плазме имеют порядок 0.1...100 кэВ, а плотность их потока составляет 10^7 ... 10^{10} см⁻²с⁻¹. Такие частицы способны оказывать радиационное воздействие лишь на приповерхностные слои обшивки КА (20...30 мкм). Значительно более опасным считается упомянутое выше накопление электрического заряда на поверхности аппарата, обусловленное воздействием магнитосферной плазмы [9].

Помимо первичных источников космической радиации, также необходимо учитывать и вторичные излучения. Прежде всего это ливни элементарных частиц, образованные при взаимодействии высокоэнергетичных ГКЛ (10^5 ГэВ и более) с веществом, а также тормозное электромагнитное излучение (рентгеновское и гамма-

кванты), генерируемое при взаимодействии релятивистских электронов с обшивкой КА или непосредственно с самим материалом.

Интенсивность заряженных частиц, испускаемых Солнцем за время интенсивных вспышек, по порядку величины равна $10^3 \dots 10^4 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ [9]. Характерные значения интенсивности потока ГКЛ и частиц ЕРПЗ составляют $10^{-3} \dots 1 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ и $10^4 \dots 10^8 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ соответственно, причем за время солнечной активности интенсивность потоков внутри ЕРПЗ увеличивается на один и даже два порядка. Потоки частиц ГКЛ обычно не учитываются при оценке поглощённых доз радиации, поскольку дозовый эффект от них на несколько порядков ниже, чем от частиц СКЛ и ЕРПЗ. (Но именно они дают доминирующий вклад в возникновение одиночных сбоев.) Поскольку в состав ГКЛ входят не только лёгкие, но и тяжёлые ядра химических элементов (с энергией 10^{10} Гэв и выше), то порождаемые ими ливни релятивистских частиц (более миллиарда частиц и более [4, 5]) способны привести к полному отказу работы любой системы космического аппарата, и особенно ее электроники.

Плотность радиационного потока на борту КА главным образом определяется близостью текущего положения космического аппарата к радиационным поясам как к наиболее активным источникам радиоактивного излучения. По современным данным [16] внутренний (протонный) ЕРПЗ в плоскости геомагнитного экватора располагается между высотами 1000 и 13000 км с центром около 3000 км, где наблюдается максимальная интенсивность протонов. Выше 13000 км и примерно до 65000 км располагается внешний РПЗ, обладающий максимальным потоком электронов на высотах 16500 км [14]. Потоки протонов и электронов во внутреннем поясе достаточно стабильны. Во время геомагнитных возмущений изменяется лишь пространственная структура электронного компонента внешнего ЕРПЗ [11].

Низкоорбитальные КА, часто используемые для спутников ДЗЗ и метеоспутников, в большей своей части находятся ниже центра первого РПЗ, диапазон высот составляет примерно 100 — 2000 км. В высоких широтах эти орбиты пересекают внутренний и внешний РПЗ. В области низких широт они могут попадать в зону внутреннего РПЗ при пролёте Южно-Атлантической (Бразильской) магнитной аномалии, где наблюдается существенное понижение нижней границы внутреннего радиационного пояса [4]. Как показано в работах [1, 4], космические аппараты на низких орбитах находятся в области с низким уровнем радиации и почти полностью экранированы от потоков частиц СКЛ геомагнитным полем. В высоких широтах основной вклад в поглощённую дозу радиацию вносят частицы СКЛ, электроны внешнего ЕРПЗ и высыпания частиц из радиационных поясов в районах северного и южного аврорального овала. На низких широтах вклад в поглощённую дозу дают

высокоэнергичные электроны в области магнитной аномалии и, в меньшей степени, высокоэнергичные протоны внутреннего ЕРПЗ. Вкладом от тормозного излучения релятивистских электронов для низкоорбитальных КА можно пренебречь [1].

Трассы средневысотных спутников пролегают между центрами первого и второго радиационных поясов — в областях, где наблюдается провал в интенсивности потока протонов и электронов. Высоты средневысотных орбит примерно составляют 5—15 тыс. км. Основной вклад в радиационную обстановку на таких орбитах дают потоки электронов интенсивности $10^2 \dots 10^6 \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ [11]. К настоящему моменту времени эти орбиты только начинают осваиваться и считаются эффективными в организации радиотелефонии и широкополосной связи. Отметим группировки спутников ICO, «Spaceway», «Odyssey» и «Ростелесат», расположенные практически на одной и той же круговой средневысотной орбите (10352...10355 км).

Категория высоких орбит включает в себя диапазон высот выше центра внешнего радиационного пояса Земли, начиная с 18000 км. В это семейство обычно включают круговые полусинхронные орбиты со средней высотой 20200 км, используемые навигационными системами GPS (20100 км), GLONASS (19100 км), «Galileo» (23200 км) и «Beidou» (20900 км). В отличие от низких солнечно-синхронных орбит ионизирующие излучения здесь сильно подвержены влиянию солнечной активности и состоянию околопланетной среды [2, 6]. За время солнечной активности интенсивность СКЛ на таких орбитах за несколько часов может изменяться в десятки и даже сотни раз [15]. Основной вклад в поглощённую дозу радиации на высоких орбитах дают потоки частиц СКЛ, релятивистские электроны внешнего ЕРПЗ и тормозное излучение релятивистских электронов. Потоками протонов ЕРПЗ здесь можно полностью пренебречь [1].

Геостационарная орбита (ГСО) расположена на высоте 35786 км и «открыта» для галактических и солнечных космических лучей. Помимо них, на орбите наблюдаются потоки электронов ЕРПЗ с энергией до 6 МэВ, потоки протонов с энергией до 2 МэВ, а также высокоскоростные потоки плазмы солнечного ветра, возникающие во время солнечной активности и существенно увеличивающие интенсивность частиц ЕРПЗ [2]. При отсутствии солнечных вспышек основной вклад в поглощённую дозу на ГСО дают высокоэнергичные электроны ЕРПЗ и тормозное излучение. Интенсивность потока релятивистских электронов на таких орбитах имеет ярко выраженный периодический характер. На характеристике прослеживаются две основные гармоники с периодами около 27 и 31 сут, близкими к периоду вращения Солнца. Их наличие указывает на существование двух областей на Солнце (одна вблизи солнечного экватора, а вторая — в высоких широтах), активность

которых и определяет радиационные условия на геостационарных орбитах [2].

Кроме вышеназванных семейств, находят применение и эллиптические орбиты с большим эксцентриситетом, когда перигей орбиты находится в области низких круговых орбит, а апогей — в области ГСО и выше (КА «Vogelis», «Archimedes», «Молния», «Тундра»). Основной вклад в радиационную обстановку на таких орбитах дают участки траектории, расположенные в радиационных поясах.

Приложение В

УРОВНИ ПОГЛОЩЕННЫХ ДОЗ ДЛЯ МАТЕРИАЛОВ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Формулировка требований к подготовке космического полета невозможна без учета радиационных условий на борту космического аппарата и корректной оценки радиационных доз, приобретаемых материалами и изделиями КА. Для первичных оценок применяют таблицы пространственного и энергетического распределений протонов и электронов на выбранной космической орбите, полученные путем «усреднения» уже имеющихся экспериментальных данных, и используют физико-математические модели, описывающие пространственно-временные вариации этих величин. На следующем этапе к полученной интенсивности потока добавляется некоторый «запас прочности», основанный на предварительных данных о вероятности и интенсивности ожидаемых спорадических солнечных вспышек, приходящихся на рассчитываемый период работы спутника. Практика показывает, что несмотря на существенное влияние солнечной активности на радиационную обстановку, ее вклад в полную годовую дозу не превышает 10 % [3, 7]. На следующем этапе детализации расчетов проводится расчет интенсивности потоков электронов и протонов за защитным экраном, создаваемым оболочкой КА, в качестве материала экрана обычно выбирается алюминий. На заключительном этапе определяется интересующий нас уровень поглощенной дозы в материале-детекторе, веществом детектора достаточно часто выбирают кремний [7, 9].

За последние три года в российской научной периодике появилась серия публикаций [1, 2, 4, 5, 16], где дана оценка радиационной обстановки внутри конкретных космических аппаратов, расположенных на типичных околоземных орбитах — низко-, высокоорбитальных и геостационарных. На эти же орбиты планируется вывод и украинских спутников («Січ-2М», «Січ-3-О», «Січ-3-Р», «Попередження», «Інтербол-Прогноз» — на низкие и солнечно-синхронные орбиты, «Либідь» — на ГСО), поэтому имеет смысл остановиться на вопросе накопленной радиационной дозы более подробно.

В работе [4] были оценены радиационные условия внутри низкоорбитального КА «Ионосфера» (высота на экваторе 820 км). Как выяснилось, ожидаемый суммарный поток частиц РПЗ на орбите аппарата за 8 лет активного функционирования будет приблизительно составлять 10^{14} см⁻² для электронов и 10^{12} см⁻² для протонов, а суммарный поток частиц СКЛ оказывается на четыре порядка меньше. С учетом того что толщина стенок корпуса КА «Ионосфера» составляет 8 мм и выше, из результатов расчета следовало, что поглощенная доза внутри КА (выделенная потоком частиц энергия в единице массы вещества) не будет превышать 4 крад за весь срок его восьмилетнего существования. Такой же порядок для интенсивности дозы (приблизительно 1 крад в год) должен наблюдаться и для недавно запущенных низкоорбитальных микроспутников «Канопус-В» (Россия) и БКА (Белоруссия), имеющих более низкую круговую орбиту 510 км и меньшую толщину корпуса (4 мм) [1]. Здесь же в качестве примера приведена оценка дозы для того же аппарата, но находящегося на орбите 600 км — поглощенная доза здесь будет составлять 1200 рад в год.

На орбитах КА ГЛОНАСС (категория высоких орбит) интенсивность электронов составляет величину порядка 10^8 см⁻²с⁻¹ в максимуме солнечной активности и 10^5 см⁻²с⁻¹ вне спорадических солнечных вспышек. При толщине корпуса КА в 4 мм (и более) главный вклад в поглощенную дозу дает тормозное излучение электронов. Ожидаемая мощность поглощенной дозы радиации оценена в 130 крад в год [1].

В работе [2] дана оценка радиационной обстановки внутри КА на геостационарной орбите. Мощность приобретенной дозы здесь повторяет временный периодический профиль интенсивности потока электронов на орбите и в среднем составляет 2000 см⁻²с⁻¹. Из расчетных данных следует, что за алюминиевой обшивкой толщины 4 мм основной вклад в поглощенную дозу будут давать релятивистские электроны ЕРПЗ. Значения ожидаемых в 2012 г. поглощенных доз радиации для аппаратов такой толщины оказались равными 34 крад. Алюминиевый корпус толщиной в 12 мм уже полностью поглощает весь поток электронов ЕРПЗ, остаются лишь потоки тормозного излучения электронов и потоки высокоэнергетических частиц ГКЛ и СКЛ. Отмечено [2, 3], что с увеличением толщины обшивки КА доза облучения за счет тормозного излучения становится преобладающей. Так, поглощенная доза радиации за счет тормозного электромагнитного излучения при прохождении 11-мм слоя алюминия более чем в две тысячи раз превосходит электронную составляющую, генерирующую это излучение.

Таким образом, основной вклад в радиационную обстановку внутри космического аппарата дают частицы галактических космических лучей сверхвысоких энер-

гий, порождающие ливни вторичных частиц в веществе за счет продуктов ядерных превращений, поток электронов, и тормозное излучение от электронов, обладающее еще большей проникающей способностью, чем исходные частицы. Важно отметить, что в процессе торможения электрон передает электромагнитному кванту значительную часть своей энергии, а иногда — и всю [2, 3]. Поэтому электронный поток, проходя через обшивку КА достаточной толщины, трансформируется в жесткое электромагнитное излучение практически такой же интенсивности, что и первичный поток электронов. Установлено, что порядка одной трети всех наблюдаемых на КА поломок связаны именно с потоком высокоэнергичных электронов и вызванным им тормозным излучением [14].

Работа выполнена при поддержке Украинского научно-технологического центра, грант № 5500.

1. Безродных И. П., Казанцев С. Г., Семенов В. Т. Радиационные условия на солнечно-синхронных орбитах в период максимума солнечной активности // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2010. — **116**. — С. 23—26.
2. Безродных И. П., Морозова Е. И., Петрукович А. А. и др. Радиационные условия на геостационарной орбите // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2010. — **117**. — С. 33—42.
3. Безродных И. П., Морозова Е. И., Петрукович А. А. и др. Тормозное излучение электронов в веществе космического аппарата. Методика расчёта // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2011. — **120**, № 1. — С. 37—44.
4. Безродных И. П., Морозова Е. И., Петрукович А. А. и др. Радиационные условия на орбите КА «Ионосфера» // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2011. — **123**. — С. 19—28.
5. Безродных И. П., Семенов В. Т. Ливни релятивистских частиц внутри космических аппаратов типа «Метеор» // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2009. — **113**, № 6. — С. 27—32.
6. Безродных И. П., Шафер Ю. Г. Динамика потоков электронов на геостационарной орбите и их связь с солнечной активностью // Изв. АН СССР. Сер. физ. — 1983. — **47**, № 9. — С. 1684—1686.
7. Гецелев И. В., Зубарев А. И., Пудовкин О. Л. Радиационная обстановка на борту космических аппаратов. — М.: УИПК, 2001. — 316 с.
8. Клименко Ю. А., Черемных О. К., Яценко В. А., Маслова Н. В. Состояние и перспективы создания микроспутников новых поколений: новые материалы, нанотехнология и архитектура // Космічна наука і технологія. — 2001. — **7**, № 2/3. — С. 53—65.
9. Кременецкий И. О., Черемных О. К. Космічна погода: механізми і прояви. — Київ: Наук. думка, 2009. — 144 с.
10. Кузнецов Н. В. Радиационные условия на орбитах космических аппаратов // Модель космоса / Под ред. М. И. Панасюка. — М., 2007. — Т. 1. — С. 627—641.
11. Морозова Е. И., Безродных И. П., Семенов В. Т. Радиационные факторы риска для космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2009. — **112**. — С. 35—40.
12. Новиков Л. С. Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов. — М.: Университетская книга, 2010. — 192 с.
13. Новиков Л. С., Воронина Е. Н. Перспективы применения наноматериалов в космической технике. — М.: Университетская книга, 2008. — 188 с.
14. Новиков Л. С., Милеев В. Н., Воронина Е. Н. и др. Радиационные воздействия на материалы космической техники // Поверхность, рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. — 2009. — № 3. — С. 32—48.
15. Шилов А. Е., Волков С. Н., Безродных И. П. и др. Радиационные условия для высокоорбитальных космических аппаратов в период максимума солнечной активности // Вопросы электромеханики. Тр. НПП ВНИИЭМ. — 2010. — **115**. — С. 47—52.
16. Applications of nanotechnology in space developments and systems. Technological analysis // VDI Technology Center Future Technologies Division, Düsseldorf, Germany. Future Technologies. — N 47. — 2003. — 135 p.
17. Conway B. E. Electrochemical supercapacitors: scientific fundamentals and technological applications. — Springer, 1999. — 736 p.
18. Daglis I. A. Effects of space weather on technology infrastructure. — Dordrecht: Kluwer, 2005. — 334 p. — (NATO Science Series).
19. Desprez P., Barrailh G., Moreau L., et al. Ultracapacitors: a power buffer in satellites // Space Power, Proceedings of the Sixth European Conference. Portugal. European Space Agency, ESA SP-502. — 2002. — P. 23—26.
20. FreedomCAR Ultracapacitor test manual // Idaho National Engineering Laboratory Report. — 2004. — Sep. 21. — DOE/NE-ID-11173.
21. Hadjipaschalis I., Poullikkas A., Efthimiou V. Overview of current and future energy storage technologies for electric power applications // Renewable and Sustainable Energy Revs. — 2009. — **13**. — P. 1513—1522.
22. Kalugin O. N., Chaban V. V., Loskutov V. V., Prezhdo O. V. Uniform diffusion of acetonitrile inside carbon nanotube favors supercapacitor performance // Nano Lett. — 2008. — N 8. — P. 2126—2130.
23. Krashennnikov A. V., Nordlund K. Ion and electron irradiation-induced effects in nanostructured materials // J. Appl. Phys. — 2010. — **107**, 071301. — 70 p.

24. *Maini A. K., Agraval V.* Satellite technology: principles and application. — The Atrium. Southern Gate, Chichester, West Sussex, England: John Wiley & Song Ltd, 2007. — 560 p.
25. *Maletin Y. et al.* // Proc. 22nd Internat. Seminar on Double Layer Capacitor and Hybrid Energy Storage Devices. — Deerfield Beach, FL, 2012. — P. 180—185.
26. *Shojah-Ardalan S., Wilkins R., Machado H., et al.* Susceptibility of ultracapacitors to proton and gamma irradiation // Workshop Record of the 2003 IEEE Radiation Effects Data Workshop. — 2003. — P. 89—91.

Стаття надійшла до редакції 16.05.13

*Ю. О. Клименко, О. В. Семенов, А. В. Беспалова,
Ю. В. Пруцко, Ю. А. Малетин, Н. Г. Стрижакова,
С. О. Зелинский, С. О. Тичина, Д. М. Дробний,
В. Б. Неймаиш, В. М. Порошин, В. Ю. Поварчук*

РАДІАЦІЙНА СПРИЙНЯТЛИВІСТЬ СУПЕРКОНДЕНСАТОРІВ ТА ПЕРСПЕКТИВИ ЇХНЬОГО КОСМІЧНОГО ЗАСТОСУВАННЯ

Розглянуто перспективи застосування суперконденсаторів як елементів супутникової системи енергопостачання. Проведено серію лабораторних досліджень впливу гамма- та електронного опромінення на характеристики суперконденсаторів. Встановлено, що сумарна еквіва-

лентна доза радіації, яка спричиняє погіршення основних технічних характеристик джерела живлення, може накопичуватися на навколосемних орбітах за час, що значно перевищує час експлуатації супутника. Показано, що найбільш чутливим до дії радіації елементом конструкції суперконденсаторів є електроліт.

*Yu. O. Klymenko, O. V. Semeniv, A. V. Bezpalova,
Yu. V. Prutsko, Yu. A. Maletin, N. G. Stryzhakova,
S. O. Zelinskyi, S. O. Tychna, D. M. Drobnyi,
V. B. Neymash, V. N. Poroshin, V. Yu. Povarchuk*

RADIATION SUSCEPTIBILITY OF SUPERCAPACITORS AND PROSPECTS FOR THEIR SPACE APPLICATIONS

The prospects for the use of supercapacitors as elements of a satellite energy supply system are considered. A series of laboratory experiments to study the influence of gamma and electron irradiations on the supercapacitor performance is carried out. It is found that the total equivalent radiation dose that degrades the main technical characteristics of the supercapacitors can be accumulated in the Earth's orbits during the time that is much longer than the satellite lifetime. The electrolyte is shown to be the most sensitive supercapacitor element to ionizing radiation.

УДК 520.2+520.874.7

С. В. Кузьков¹, В. П. Кузьков¹, З. Соднік², Д. В. Воловик³, С. П. Пуха³, В. В. Клещенок⁴

¹ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

² Європейське космічне агентство, ESTEC, Нордвейк, Нідерланди

³ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

⁴ Київський національний університет імені Тараса Шевченка

СИСТЕМА НАВЕДЕННЯ І СУПРОВОДЖЕННЯ ДЛЯ ФОТОМЕТРИЧНИХ ТА КООРДИНАТНИХ ВИМІРЮВАНЬ ВИСОКООРБІТАЛЬНИХ СУПУТНИКІВ

Для виконання експериментів з встановлення лазерного комунікаційного зв'язку між телескопом АЗТ-2 Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України та геостаціонарним супутником ARTEMIS Європейського космічного агентства розроблено і запущено в дію прецизійну систему супроводження цього супутника. Одночасно розроблено підсистеми наведення і супроводження, що дозволяють проводити фотометричні і координатні вимірювання високоорбітальних супутників. Розроблено методику, що дозволяє вимірювати положення фотометричного центра супутника ARTEMIS і інших рухомих відносно зірок об'єктів з похибками менш ніж 0.16".

ВСТУП

Європейське космічне агентство (ЄКА) розробило лазерну комунікаційну систему для передачі інформації між низькоорбітальним (Spot-4) і геостаціонарним (ARTEMIS) супутниками [8], а також побудувало наземну оптичну станцію (НОС) для наземно-супутникових комунікаційних досліджень [7]. Зазначені системи працюють у штатному режимі з 2003 р.

Співробітники Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України (ГАО НАНУ) та конструкторського бюро «Шторм» Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут» (НТУУ «КПІ») за підтримки науково-дослідного центру ESTEC ЄКА та Державного космічного агентства України розробили прилад для лазерних атмосферних та комунікаційних досліджень з геостаціонарними супутниками (ЛАКЕС) [4]. Прилад розроблено для фокуса Кассегрена 0.7 м телескопа АЗТ-2 ГАО НАНУ, він використовується

для атмосферних [2] та лазерних експериментів з геостаціонарним супутником ARTEMIS, який має орбітальне положення 21.5° сх. д. з нахилом площини орбіти понад 9° [3]. Лазерна комунікаційна система ГАО містить підсистеми для наведення і супроводження слабких та нестабільних астрономічних об'єктів [1]. Базові елементи системи розташовуються на технологічній платформі, що знаходиться у фокусі Кассегрена телескопа АЗТ-2.

СПОСТЕРЕЖНИЙ КОМПЛЕКС НА БАЗІ ТЕЛЕСКОПА АЗТ-2

Спостережний комплекс складається з електронних підсистем, а також підсистем коректування руху телескопа АЗТ-2, розташованих у приміщеннях і під куполом телескопа. Комп'ютер 1 (рис. 1) з'єднується з блоком корекції та забезпечує програмне керування кроковими двигунами вздовж координат α , δ . Реалізовано віддалене керування портативним комп'ютером, що розташовується поруч з технологічною платформою (комп'ютер 3 на рис. 1).

Комп'ютер 2 працює як NTP-сервер, забезпечуючи часову синхронізацію, а також отримує

© С. В. КУЗЬКОВ, В. П. КУЗЬКОВ, З. СОДНІК,
Д. В. ВОЛОВИК, С. П. ПУХА, В. В. КЛЕЩЕНОК, 2013

сигнал (зображення) з монітора, під'єданого до телевізійної камери гіда телескопа АЗТ-2.

Комп'ютер 3 забезпечує роботу елементів розташованих безпосередньо на технологічній платформі: лазерного модуля, цифрових камер 1–3 тощо. Спеціальне програмне забезпечення виконує розрахунки даних координат орбіти супутника та забезпечує програмне ведення телескопа. Всі комп'ютери з'єднані між собою через локальну мережу Ethernet 100 Base-TX, а також через комутатор і оптичний кабель до головного сервера ГАО з пропускною здатністю зовнішнього каналу зв'язку 10 Гбіт/с.

ПІДСИСТЕМА НАВЕДЕННЯ І СУПРОВОДЖЕННЯ

Підсистема наведення і супроводження розташовується на технологічній платформі, що у 10.5-м фокусі Кассегрена телескопа АЗТ-2. Камера К1 (рис. 2) має порівняно широке поле зору ($10.6 \times 16'$), а тому використовується для наведення і виконує початкове «захоплення» об'єктів спостережень. Камера працює з фокальним редуктором, який зменшує фокусну відстань телескопа з 10.5 до 5.25 м. Камера оснащена CMOS-сенсором (2000×3000 пкл) при діапазоні експозицій від 1/1000 до 30 с і більше.

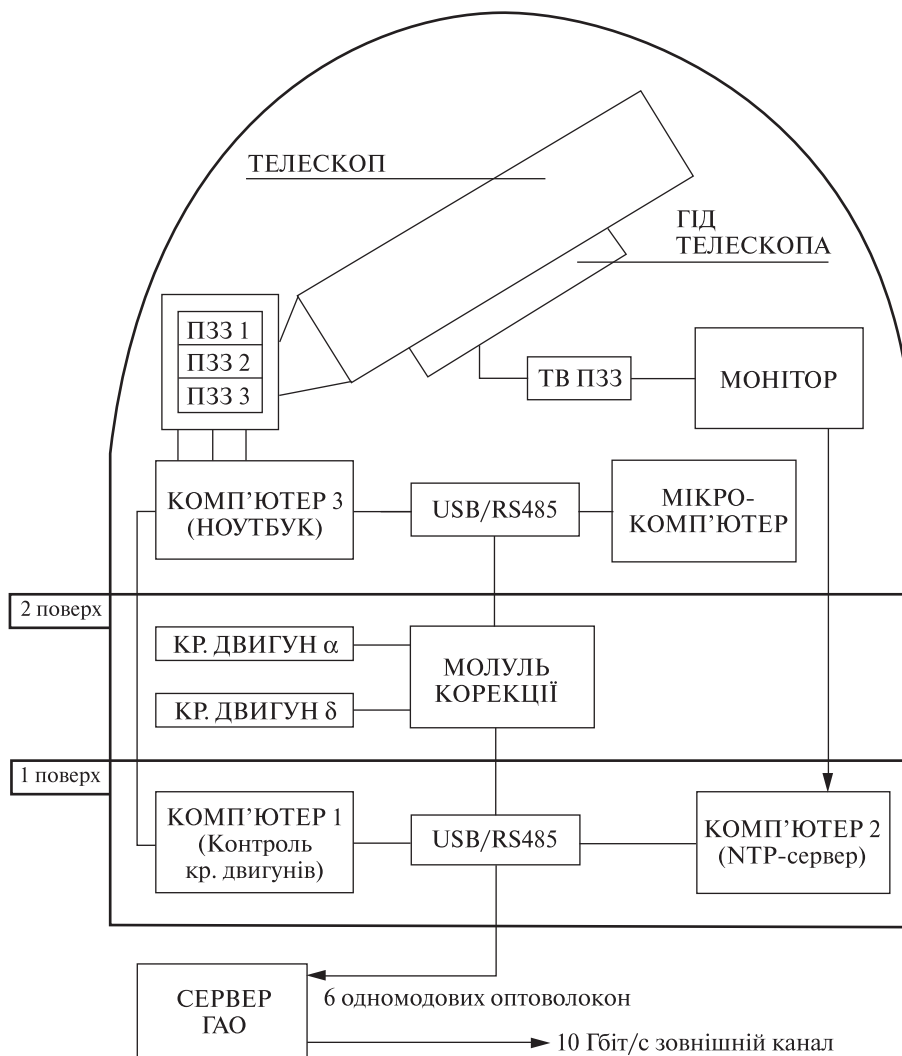


Рис. 1. Функціональна схема спостережного комплексу на базі телескопа АЗТ-2

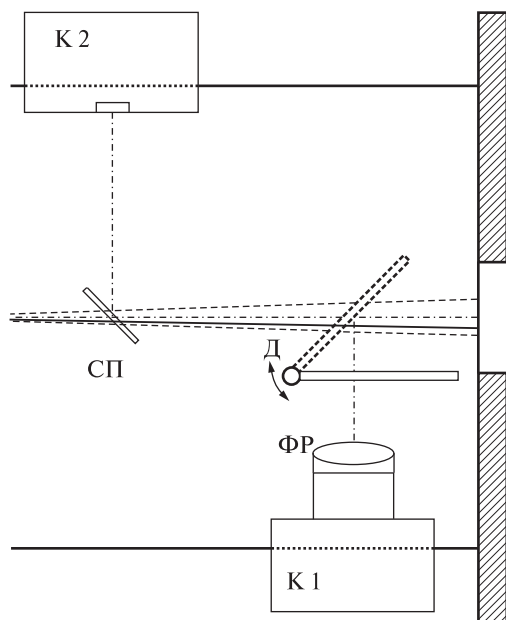


Рис. 2. Схема системи наведення і супроводження на технологічній платформі: К1, К2 – цифрові ПЗЗ-камери наведення і супроводження, Д – поворотне дзеркало, ФР – фокальний редуктор, СП – світлоподілювач

Камера К2 є 16-бітною ПЗЗ-камерою, що використовується для ведення об'єктів, «захоплених» камерою 1. Камера К2 має термоелектричне охолодження світлочутливої матриці 596×795 пкл без фокального редуктора. Розмір пікселів: 8.6 мкм ($0.169''$) по осі X та 8.3 мкм ($0.163''$) по осі Y . Вісь X напрямлена вздовж часового руху зірок, а вісь Y – вздовж схилення. Поле зору складає $1.6 \times 2.3'$. Можливі експозиції – від $1/1000$ с до декількох годин. Більш точно вимірювання масштабу у фокальній площині телескопа можна робити перед кожним спостереженням, вимірюючи відстані між стандартними опорними зірками.

Рухоме дзеркало D перенаправляє потік світла між камерами наведення та супроводження в залежності від конкретної фази роботи системи. Приклад зображень супутника ARTEMIS і треків зорі показано на рис. 3.

ФОТОМЕТРИЧНІ ВИМІРЮВАННЯ ПОЛОЖЕННЯ ОБ'ЄКТІВ

В загальному випадку турбулентність атмосфери згідно з теорією Колмогорова залежить від

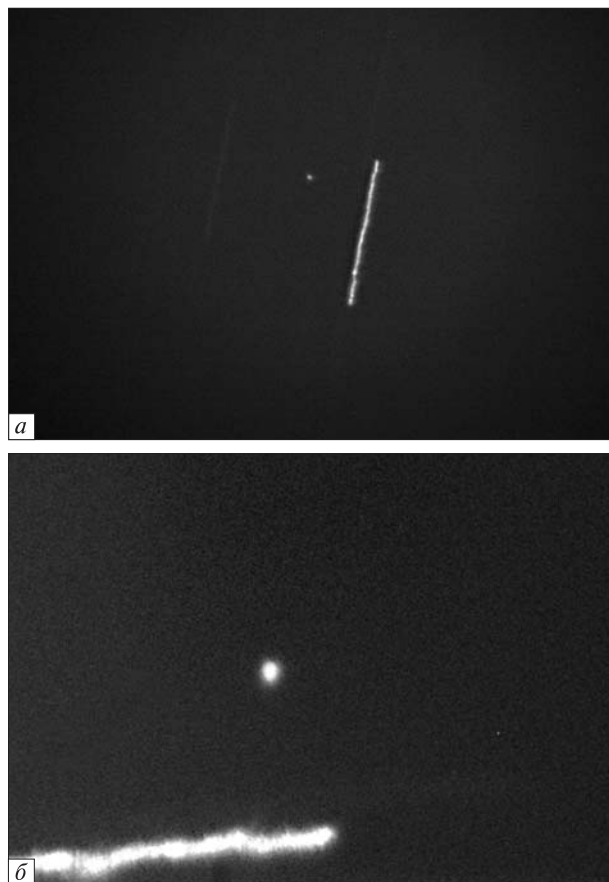


Рис. 3. Зображення супутника ARTEMIS і треків зірок, отримане за допомогою: а – CMOS-камери 1 (експозиція 10 с), б – ПЗЗ-камери 2 (експозиція 5 с)

швидкості вітру і викликає як різні зміни положення об'єкта спостережень, так і зміну його інтенсивності на різних турбулентних рівнях. Раніше нами досліджувалась двовимірна кореляція руху зоряних об'єктів в різних атмосферних умовах [1]. Що менша віддаль між об'єктами спостережень, то краща кореляція їхнього руху у фокальній площині телескопа. При якісному супроводженні зорі і відносно великих експозиціях атмосфера рівномірно «розмазує» зображення відносно його фотометричного центроїда. Диференційні рухи зображень опорних зірок досліджувалось і на більших відстанях [5, 6].

При супроводженні супутникових об'єктів є можливість вимірювати їхнє положення відносно треків зірок, що «пролітають» поблизу.

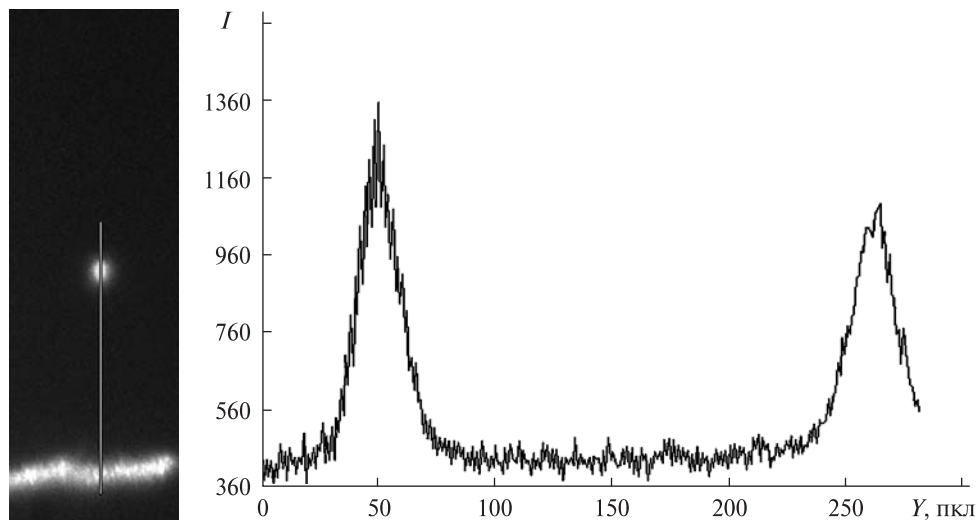


Рис. 4. Фотометричний розріз між центроїдом супутника і треком зорі

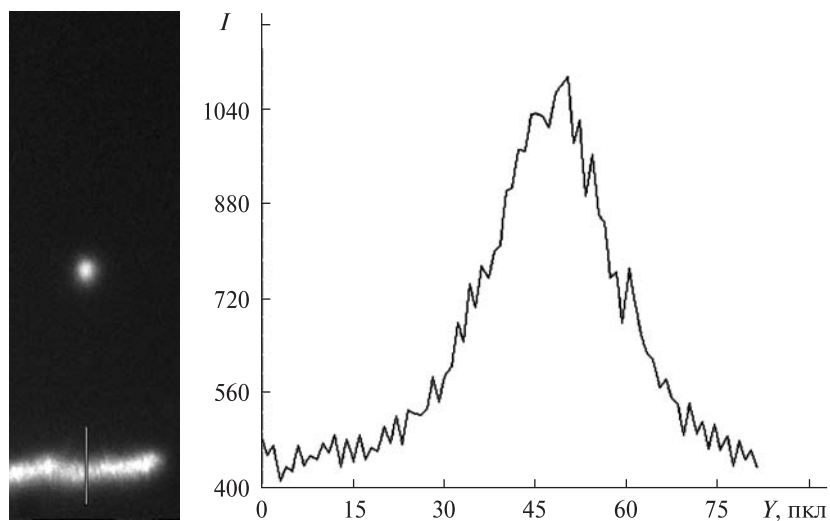


Рис. 5. Фотометричний розріз уперек треку зорі

Розроблені нами система наведення і супроводження разом з системою корекції руху телескопа дозволяють наводитись на об'єкти до 17^m і супроводжувати зоряні об'єкти до 15^m з похибками супроводження до $0.5''$, виконувати фотометричні та координатні вимірювання. За рахунок точного супроводження супутника центроїд його фотометричного зображення має точковий характер, а його кінцевий розмір визначається часом експозиції і турбулентністю атмосфери. Відносно цього центроїда можна визначати по-

ложення зміщеного за рахунок турбулентності максимуму зображення зорі, що «пролітає» поруч.

Фотометричні і координатні вимірювання зображень супутника і треків зірок виконуються за допомогою ліцензійної версії програми MaxIm DL-5 Pro. На відміну від супутника зображення треку зорі виглядає як ламана крива через турбулентність в атмосфері.

Вимірюється точне положення супутника відносно треку зорі шляхом визначення середньої

відстані (в пікселях) між максимумом інтенсивності центроїда супутника і максимумом інтенсивності треку зорі у певній точці вздовж осі Y (рис. 4). В нашому випадку воно складає 215 пкл, або $35.045''$.

Дане положення треку зорі відносно положення супутника є приблизним. Точні положення зорі за час експозиції вираховуються після проведення серії фотометричних розрізів треку зорі вздовж осі Y з деяким кроком по осі X , наприклад 10 пкл (рис. 5).

Вимірне точне положення у часі максимуму інтенсивності треку зорі у площині фотознімка показано на рис. 6. Після усереднення положення максимуму інтенсивності треку зорі у часі можна виміряти турбулентну поправку між максимумом інтенсивності центроїда супутника і треком зорі.

Турбулентна поправка до треку зорі в точці $X = 321$ пкл складає 4 пкл вздовж осі Y , що відповідає $0.163 \times 4 = 0.652''$. Таким чином, реальне відхилення між центроїдом супутника та треком зорі складає $35.045'' - 0.652'' = 34.393''$ (рис. 6).

Для визначення положення супутника вздовж осі X визначається точний час початку експозиції супутника. Визначення часу початку експозиції зображення здійснюється шляхом аналізу фотометричного розрізу зображення вдовж осі X (рис. 7).

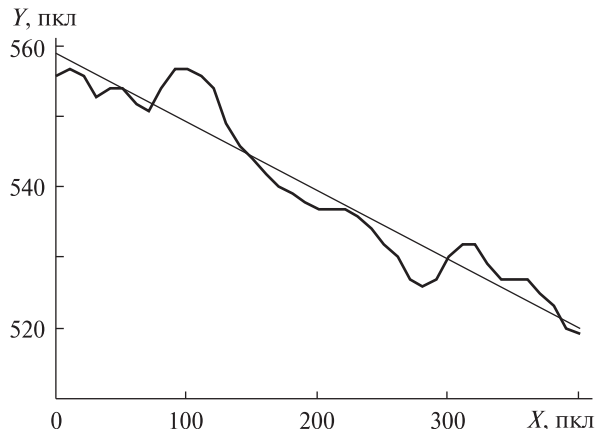


Рис. 6. Графік точного положення у часі максимуму інтенсивності треку зорі

В інформації кадра зображення зазвичай приводиться час початку експозиції. Реальний початок експозиції залежить також від часу спрацьовування затвора, різного для різних типів камер. З метою визначення реального часу початку експозиції було виміряно час затримки електронного затвора ПЗЗ-камери. Для цього спеціальна програма на екрані монітора відображала тестовий час з інтервалом 0.01 с. Наша ПЗЗ-камера наводилася на екран монітора, і синхронно здійснювалися експозиції для визначення реальної затримки затвора. Для підвищення точності вимірювань часу затримки затвора використо-



Рис. 7. Фотометричний розріз треку зорі вдовж осі X для визначення початку експозиції

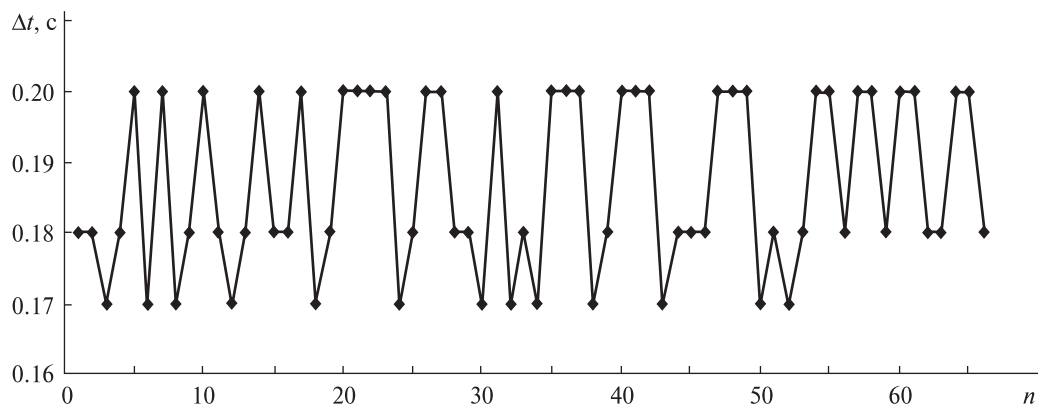


Рис. 8. Протокол 66 вимірювань затримки затвору ПЗЗ-камери

бував окремих NTP-сервер з синхронізацією часу через пряму зовнішню IP-адресу. Графік 66 вимірювань затримки затвору приведено на рис. 8. Середнє значення затримки затвора склало 0.187 с. Це значення ми використали як поправку і ввели у програму MaxIm DL-5 Pro для остаточного визначення часу початку експозиції. Після цього початок експозиції кожного кадра відображається з точністю 0.01 с.

Таким чином було визначено, що відстань між центроїдом супутника і треком зорі складає 34.719". Реальна точність визначення положення супутника вздовж осі Y складає близько 1 пкл, або 0.16".

Точність позиціонування вздовж осі X залежить від точності визначення часу експозиції, яка в нашому випадку складає 0.01 с. Швидкість руху зорі складає близько 15" за секунду часу. Виходячи з цього, точність позиціонування вздовж осі X складає 0.15". При відстані до супутника ARTEMIS у 38100 км це відповідає визначенню його положення на орбіті з похибками у 27.4 м.

ВИСНОВКИ

Використовуючи розроблену систему наведення і супроводження нестабільного геостационарного супутника, запропоновано методику визначення точного положення фотометричного центра супутника відносно треку зорі, що пролітає поруч. При цьому визначається положення фотометричного центроїда рухомих відносно зірок аст-

рономічних об'єктів з похибками 0.16" вздовж осі Y (схилення) та 0.15" вздовж осі X (часовий кут), що при відстані до супутника ARTEMIS у 38100 км відповідає 27.4 м.

1. Кузьков В. П., Воловик Д. В., Кузьков С. В. и др. Системы наведения и сопровождения телескопа для лазерных коммуникационных экспериментов с геостационарным спутником // Космична наука і технологія. — 2009. — 15, № 5. — С. 68–73.
2. Kuz'kov V., Andruk V., Sodnik Z., et al. Investigating the correlation between the motions of the images of close stars for laser communications experiments with the ARTEMIS satellite // Kinematics and Physics of Celestial Bodies. — 2008. — 24, N 1. — P. 56–62.
3. Kuz'kov V., Volovyk D., Kuzkov S., et al. Realization of laser experiments with ESA's geostationary satellite ARTEMIS // Космична наука і технологія. — 2010. — 16, № 2. — С. 65–69.
4. Kuzkov V., Volovyk D., Kuzkov S., et al. Laser ground system for communication experiments with ARTEMIS // Proceedings of International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS-2012), Ajaccio, Corsica, France, October 9–12 (2012), 3–2., <http://icsos2012.nict.go.jp/contents/program.html>
5. Lazorenko P. F. Autocorrelation function and power spectrum for detrended measurements // Kinematika Fiz. Nebes. Tel. — 1997. — 13, N. 2. — P. 78–95.
6. Lazorenko P. F. Differential image motion at non-Kolmogorov distortions of the turbulent wave-front // Astron. and Astrophys. — 2002. — 382. — P. 1125–1137.
7. Reyes M., Alonso A., Sodnik Z., et al. Ground to space optical communication characterization // Proc. SPIE. — 2005. — 5892. — P. 1–16.
8. Tolker-Nielsen T., Oppenhauser G. In-orbit test result of an operational optical inter satellite link between ARTEMIS

and SPOT4, SILEX // Proc. SPIE. — 2002. — 4635. — P. 1—15.

Стаття надійшла до редакції 20.02.13

*С. В. Кузьков, В. П. Кузьков, З. Содник,
Д. В. Воловик, С. П. Пуха, В. В. Клещонюк*

**СИСТЕМА НАВЕДЕНИЯ И СОПРОВОЖДЕНИЯ
ДЛЯ ФОТОМЕТРИЧЕСКИХ И КООРДИНАТНЫХ
ИЗМЕРЕНИЙ ВЫСОКООРБИТАЛЬНЫХ
СПУТНИКОВ**

Для осуществления экспериментов по осуществлению лазерной коммуникационной связи между телескопом АЗТ-2 Главной астрономической обсерватории НАН Украины и геостационарным спутником ARTEMIS Европейского космического агентства разработано и запущено прецизионную систему сопровождения этого спутника. Одновременно разработаны подсистемы наведения и сопровождения, что позволяет проводить фотометрические и координатные измерения этого и других высоко орбитальных спутников. Разработана методика, которая позволяет проводить измерения фотометричес-

кого центра спутника ARTEMIS и других движущихся по отношению к звездам объектов с погрешностями меньше 0.16".

*S. V. Kuzkov, V. P. Kuzkov, Z. Sodnik,
D. V. Volovyk, S. P. Pukha, V. V. Kleshchonok*

**A PRECISE POINTING AND TRACKING SYSTEM
FOR PHOTOMETRIC AND COORDINATE
MEASUREMENTS OF HIGH-EARTH-ORBIT
SATELLITES**

A precise pointing and tracking system was developed to carry out laser communication experiments between the AZT-2 telescope of the Main Astronomical Observatory of NAS of Ukraine and the geostationary satellite ARTEMIS of the European Space Agency. At the same time, subsystems for pointing and tracking were elaborated which allow one to perform photometric and coordinate measurements for high-Earth-orbit satellites. A procedure was developed to determine the photometric centre position for the ARTEMIS satellite and other astronomical objects moving relative to stars with an error less than 0.16 arcsec.

БЕСПАЛОВА Анна Вадимівна — аспірант Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — фізика магнітосфери, іоносфери, космічна погода, супутникові вимірювання та хвильові процеси в навколосезному просторі.

ВОЙЦЕХОВСЬКА Анна Дмитрівна — науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — теоретичні дослідження плазмових явищ в іоносфері та магнітосфері Землі, в сонячному вітрі та атмосфері Сонця.

ВОЛОВИК Дмитро Володимирович — провідний інженер Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — розробка електронної і мікропроцесорної апаратури, програмування.

ГЕРАСИМЕНКО Світлана Володимирівна — науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — теоретичні дослідження плазмових явищ в іоносфері та магнітосфері Землі, в сонячному вітрі та атмосфері Сонця.

ДРОБНИЙ Дмитро Михайлович — аспірант Інституту сорбції і проблем ендоекології Національної академії наук України.

Напрямок науки — пориста структура нанорозмірних вуглецевих матеріалів, методи виготовлення електродів та електрохімічні властивості електродних матеріалів для використання в суперконденсаторах.

ЗЕЛІНСЬКИЙ Сергій Олександрович — науковий співробітник Інституту сорбції і проблем ендоекології Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — термодинаміка рідкого середовища, дослідження суперконденсаторів.

КИСЛЮК Віталій Степанович — головний науковий співробітник відділу Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук, професор, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — астрометрія, селенодезія і динаміка Місяця.

КЛЕЩОНОК Валерій Володимирович — науковий співробітник Астрономічної обсерваторії Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика навколосезного космічного простору та фізика атмосфери.

КЛИМЕНКО Юрій Олександрович — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — теоретична фізика та фізика твердого стану, молекулярна електроніка, сенсорика, електричні властивості наноструктур та полімерів, космічне приладобудування.

КРИШТАЛЬ Олександр Нектарійович — завідувач відділу Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізика, фізика Сонця, фізика плазми.

КУЗЬКОВ Володимир Павлович — старший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — прилади і дослідження в ІЧ-діапазоні, системи лазерного зв'язку, вплив атмосфери на розповсюдження лазерного випромінювання.

КУЗЬКОВ Сергій Володимирович — інженер лабораторії Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — моделювання систем наведення і супроводження космічних об'єктів; наземно-космічні системи лазерного зв'язку, волоконно-оптичні та відкриті оптичні системи зв'язку, прикладна електроніка.

МАЛЄТИН Юрій Андрійович — завідувач відділу Інституту сорбції і проблем ендоекології Національної академії наук України, доктор хімічних наук. Член Королівського хімічного товариства Великої Британії.

Напрямок науки — фізична хімія, наноматеріали, іоністори, технології суперконденсаторів, електролітів.

НЕЙМАШ Володимир Борисович — завідувач лабораторії Інституту фізики Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — вплив високоенергетичної радіації на фізичні властивості твердого тіла; термічно та радіаційно індуквані процеси трансформації станів домішок і власних дефектів у напівпровідниках і металах; формування нанорозмірних об'єктів у плівках аморфних матеріалів.

ПОВАРЧУК Василь Юрійович — науковий співробітник Інституту фізики НАН України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — вплив іонізаційної радіації на властивості матеріалів, конструкцій і систем.

ПОРОШИН Володимир Миколайович — завідувач відділу Інституту фізики Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика напівпровідників, нанофізика, оптичні та електричні явища, пов'язані з нерівноважними носіями заряду в органічних та неорганічних сполуках, наноструктурах.

ПРУЦКО Юлія В'ячеславівна — провідний інженер Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — моделювання роботи перспективних космічних пристроїв.

ПУХА Сергій Петрович — завідувач лабораторії СКБ «Шторм» Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут».

Напрямок науки — розробка електронної апаратури системи наведення та супроводження.

СЕМЕНІВ Олег Володимирович — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — системний аналіз, оптимізація, дистанційне зондування, математичне моделювання, про-

гнозування, ідентифікація, розпізнавання образів, обробка даних, космічне приладобудування.

СОДНІК Зоран — провідний спеціаліст Європейського центру науково-технологічних досліджень (ESTEC) Європейського космічного агентства.

Напрямок науки — наземно-космічні системи лазерного зв'язку.

СОКОЛОВСЬКА Анна Василівна — провідний інженер Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України».

Напрямок науки — дистанційне дослідження Землі.

СТРИЖАКОВА Наталя Григорівна — старший науковий співробітник Інституту сорбції і проблем ендоекології Національної академії наук України, кандидат хімічних наук.

Напрямок науки — дослідження електрохімічних властивостей вугільних електродних матеріалів і апротонних електролітів, інтелектуальна власність, технологія суперконденсаторів.

СУХАНОВ Костянтин Юрійович — старший науковий співробітник Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — дистанційне дослідження Землі.

ТИЧИНА Сергій Олександрович — аспірант Інституту сорбції і проблем ендоекології Національної академії наук України.

Напрямок науки — електрохімічні властивості електродних матеріалів та електролітів, дослідження пористої структури активованих вуглецевих матеріалів, що використовуються в суперконденсаторній промисловості.

ФЕДОРЕНКО Алла Костянтинівна — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика верхньої атмосфери та іоносфери.

ФЕДОРОВСЬКИЙ Олександр Дмитрович — завідувач відділу Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», член-кореспондент НАН України.

Напрямок науки — дистанційне дослідження Землі.

КОСМІЧНІ МІСІЇ ЄВРОПЕЙСЬКОГО КОСМІЧНОГО АГЕНТСТВА

Європейське космічне агентство (ЄКА) засноване в 1975 р. Нині воно залучає ресурси 20 держав Європи для виконання наукових програм космічних досліджень, спостережень Землі, навігації, телекомунікації і астрономії з допомогою автоматичних і пілотованих космічних місій. В наведених нижче таблицях подано інформацію про автоматичні космічні місії ЄКА, а також про участь європейських країн у виконанні пілотованих космічних програм.

1. SPACE SCIENCE AND ROBOTIC EXPLORATION

Name	Launch	Mission
SUN		
ESRO-2	1968	Cosmic and X-radiation from the Sun
ISEE-B	1977	International Sun-Earth Explorer
Ulysses	1990	First spacecraft to overfly the Sun's poles
SOHO	1995	Studying the Sun's core, outer corona and solar wind
Cluster & Double Star (with China)	2000 2003/4	Interaction of the solar wind and Earth's magnetosphere
Solar Orbiter	2017	Study of the Sun from close range
SOLAR SYSTEM AND SUN-EARTH INTERACTIONS		
Aurora	1968	Polar frontiers of the Van Allen radiation belt
HEOS-1	1968	Interplanetary magnetic fields
Boreas	1969	Polar frontiers of the Van Allen radiation belt
HEOS-2	1972	Interplanetary magnetic field
ESRO-4	1972	Upper atmosphere temperature variations
GEOS-1	1977	Plasma particles and waves in Earth's magnetic field
GEOS-2	1978	Movement in Earth's upper atmosphere
Giotto	1985	Fly-past of Comet Halley and Comet Grigg-Skjellerup
Cassini-Huygens	1997	Exploring Saturn's system and descending onto its largest moon Titan
Mars Express	2003	Studying the atmosphere, surface and subsurface of the Red Planet
SMART-1	2003	Testing solar-electric propulsion and studying the Moon's surface
Huygens	2004	Probing the atmosphere and surface of Titan
Rosetta	2004	Orbiter of Comet 67P/Churyumov-Gerasimenko and Philae lander
Venus Express	2005	Exploring Venus and its atmosphere
BepiColombo	2014	Exploring the planet Mercury
ASTRONOMY AND THE EXOTIC UNIVERSE		
TD-1A	1972	Measuring ultraviolet radiation from 15000 stars
Cos-B	1975	Gamma-ray studies
IUE	1978	Ultraviolet observations of 10 000 celestial objects
Exosat	1983	X-ray emissions of astronomical phenomena
Hipparcos	1989	Position measurements of 120 000 stars
Hubble Space Telescope	1990	Orbiting astronomical observatory
ISO	1995	Exploring the infrared Universe
XMM-Newton	1999	The most sensitive X-ray observatory to date
Integral	2002	Observing the most energetic phenomena in gamma rays
Herschel	2009	Infrared emissions from stars and galaxies
Planck	2009	Studying the Cosmic Microwave Background radiation
LISA Pathfinder	2013	Technology test for LISA mission
Gaia	2013	Precision mapping of one billion stars
JWST	2018	Second-generation space telescope

2. EARTH OBSERVATION MISSIONS

Name	Launch	Mission
Meteosat-1	1977	Pre-operational meteorological services
Meteosat-2	1981	Pre-operational meteorological services
Meteosat-3	1988	Pre-operational meteorological services
Meteosat-4	1989	Operational meteorology
Wteosat-5	1991	Operational meteorology
ERS-1	1991	Pre-operational Earth observation radar
Meteosat-6	1993	Operational meteorology
ERS-2	1995	Pre-operational Earth observation radar
Meteosat-7	1997	Operational meteorology
Proba-1	2001	Technology/Earth observation
Envisat	2002	Earth observation
Meteosat-8	2002	Formerly MSG-1, operational meteorology
MSG-2	2005	Operational meteorology
MetOp-A	2006	Meteorological services
GOCE	2009	Gravity field and geoid
SMOS	2009	Soil moisture and ocean salinity
CryoSat-2	2010	Ice sheets and marine ice cover
Swarm	2012	Magnetic field studies
Sentinel-1	2012	Operational radar imaging
MSG-3	2012	Operational meteorology
MetOp-B	2012	Polar meteorology
Aeolus	2013	Atmospheric dynamics
Sentinel-2	2013	Land monitoring
Sentinel-3	2013	Marine monitoring
MSG-4	2014	Operational meteorology
EarthCARE	2015	Radiation and cloud interactions
MetOp-C	2016	Polar meteorological services
MTG-1	2017	Meteosat Third Generation
Sentinel-4	2017	Payload for atmospheric monitoring
Sentinel-5	2020	Payload for atmospheric monitoring

3. GALILEO NAVIGATION

Name	Launch	Mission
GIOVE-A	2005	Demonstration mission
GIOVE-B	2008	Demonstration mission
IOVx2	2011	In-orbit Validation to Qualify Galileo design
IOVx2	2012	In-orbit Validation to Qualify Galileo design

4. TELECOMMUNICATIONS MISSIONS

Name	Launch	Mission
OTS-2	1978	Telecoms technology demonstration
Marecs-A	1981	Maritime communications
ECS-1	1983	Operational communications satellite
ECS-2	1984	Operational communications satellite
Marecs-B2	1984	Maritime communications
ECS-4	1987	Operational communications satellite
ECS-5	1988	Operational communications satellite
Olympus	1989	Telecoms technology demonstration
Artemis	2001	Telecoms technology demonstration
Hylas-1	2010	Broadband services in public-private partnership
SmailCEO	2012	Geostationary telecoms
Alphasat	2013	Next-generation telecoms satellite
EDRS-A	2013	Data relay satellite
EDRS-C	2015	Data relay satellite

5. EUROPEAN ASTRONAUTS IN SPACE

Name	Country	Mission	Year
Vladimir Remek	Czechoslovakia	Soyuz-28	1978
Mirosław Hermaszewski	Poland	Soyuz-30	1978
Siegmund Jähn	Germany	Soyuz-31	1978
Georgi Ivanov	Bulgaria	Soyuz-33	1979
Bertalan Farkas	Hungary	Soyuz-36	1980
Dimitru Prunariu	Romania	Soyuz-40	1981
Jean-Loup Chretien	France	Soyuz T-6	1982
		Soyuz TM-7	1988
		STS-86	1997
Ulf Merbold	Germany	STS-9	1983
		STS-42	1992
		Euromir 94/Soyuz TM-20	1994
Patrick Baudry	France	STS-51G	1985
Reinhard Furrer	Germany	STS-61A	1985
Ernst Messerschmid	Germany	STS-61A	1985

Wubbo Ockels	Netherlands	STS-61A	1985
Alexander Alexandrov	Bulgaria	Soyuz TM-5	1988
Helen Sharman	United Kingdom	Soyuz TM-12	1991
Franz Viehbök	Austria	Soyuz TM-13	1991
Klaus-Dietrich Flade	Germany	Soyuz TM-14	1992
Dirk Frimout	Belgium	STS-45	1992
Michel Tognini	France	Antares/Soyuz TM-15	1992
		STS-93	1999
Franco Malerba	Italy	STS-46	1992
Claude Nicollier	Switzerland	STS-46	1992
		STS-61	1993
		STS-75	1996
		STS-103	1999
Hans Schlegel	Germany	STS-55	1993
		STS-122	2008
Ulrich Walter	Germany	STS-55	1993
Jean-Pierre Haignere	France	Altair/Soyuz TM-17	1993
		Perseus/Soyuz TM-29	1999
Jean-Francois Clervoy	France	STS-66	1994
		STS-84	1997
		STS-103	1999
Thomas Reiter	Germany	Euromir 95/Soyuz TM-22	1995/6
		Astrolab/STS-121	2006
Maurizio Cheli	Italy	STS-75	1996
Umberto Guidoni	Italy	STS-75	1996
		STS-100	2001
Jean-Jaques Favier	France	STS-78	1996
Claudie Haignere	France	Cassiopee/Soyuz TM-24	1996
		Andromede/Soyuz TM-33	2001
Reinhold Ewald	Germany	Soyuz TM-25	1997
Leopold Eyharts	France	Pegase/Soyuz TM-27	1998
		STS-122	2008
Pedro Duque	Spain	STS-95	1998
		Cervantes/Soyuz TMA-3	2003
Ivan Bella	Slovakia	Soyuz TM-29	1999
Gerhard Thiele	Germany	STS-99	2000
Roberto Vittori	Italy	Marco Polo/Soyuz TM-34	2002
		Eneide/Soyuz TMA-6	2005
		DAMA/STS-134	2011
Philippe Perrin	France	STS-111	2002
Frank De Winne	Belgium	Odissea/ Soyuz TMA-1	2002
		OasISS/Soyuz TMA-15	2009
Andre Kuipers	Netherlands	Delta/Soyuz TMA-4	2004
Christer Fuglesang	Sweden	Celsius/STS-116	2006
		Alisse/STS-128	2009
Paolo Nespoli	Italy	STS-120	2007
		MagISStra/Soyuz TMA-20	2010