

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 17
2 + 2011

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

ЗМІСТ

Беляев С. М., Корепанов В. С. Використання магнітометра системи навігації мікросупутника для вимірювань геомагнітного поля

Макаров А. Л., Тихонов В. Л., Волошин А. В., Храпач А. В. Калибровка блока измерения параметров движения, использующего чувствительные элементы, выполненные по МЭМС-технологии

Єпішев В. П., Мотрунич І. І., Клімик В. У., Кудак В. І., Мацо Г. М. Стан засміченості захищеної зони геостационарної орбіти протягом 2007—2009 рр.

Карачун В. В., Мельник В. Н. Проникающее акустическое излучение как фактор перехода инерциальных чувствительных элементов гиростабилизированных платформ в импедансные. Смешанная краевая задача

Волошенко О. Л., Пироженко А. В., Храмов Д. А. Космические тросовые системы — перспективное направление космической техники и технологии

Вольвач А. Е., Костенко В. И., Ларионов М. Г., Вольвач Л. Н. Тестирование наземного сегмента миссии «РадиоАстрон». Интерферометр Симеиз — Пушино на длинах волн 6 см и 1.35 см

CONTENTS

3 *Belyayev S. M., Korepanov B. Ye.* The use of magnetic navigation system of the microsatellite for geomagnetic field measurements

10 *Makarov A. L., Tykhonov V. L., Voloshin A. V., Khrapach A. V.* Calibration of the motion measurement unit with MEMS sensors

16 *Yepishev V. P., Motrunych I. I., Klimyk V. U., Kudak V. I., Matso G. M.* Impurity condition of the protected area of geostationary orbit over the last three years

22 *Karachun V. V., Mel'nick V. N.* Absorbed acoustic radiation as a factor of the transformation of inertial sensing elements of gyrostabilized platforms into impedance ones. Mixed boundary problem

32 *Volosheniuk O. L., Pirozhenko A. V., Khramov D. A.* Space tethers as a perspective direction of space technique and technology

45 *Volvach A. E., Kostenko V. I., Larionov M. G., Volvach L. N.* The test of the ground-based segment of the Radioastron mission. The Simeiz — Pushchino interferometer at wavelengths of 6 and 1.35 cm

Чолій В. Я., Жаборовський В. П. Методика обробки даних лазерної локації штучних супутників Землі	51	<i>Choliy V. Ya., Zhaborovskyy V. P. A Procedure for the processing of Earth's satellite laser ranging data</i>
Федоровський А. Д., Лищенко Л. П., Артеменко І. Г., Суханов К. Ю. Моделирование содержания CO ₂ в атмосфере на основе космической информации ДЗЗ (на примере Никопольского горнопромышленного района)	56	<i>Fedorovsky A. D., Lischenko L. P., Artemenko I. G., Sukhanov K. Yu. Simulation of atmospheric carbon dioxide content using space-born remotely sensed data: case study for the Nikopol mining district</i>
Скороход Т. В. Морфологическая структура и возможные источники акустико-гравитационных волн в ионосфере	61	<i>Skorokhod T. V. Morphologic structure and possible sources of the AGW generation in ionosphere</i>
Вольвач А. Е., Ларионов М. Г., Вольвач Л. Н., Кутькин А. М., Виллата М., Раитери К. М., Лахтеенмаки А., Торникоски М., Саволаинен П., Тамми Дж., Аллер М. Ф., Аллер Х. Д., Сергеев С. Г., Дорошенко В. Т., Ефимов Ю. С., Климанов С. А., Назаров С. В., Борман Г. В., Пушкарёв А. Б., Жданов В. И., Федорова Е. В., Вавилова И. Б., Чеснок Н. Г. Вспышечная активность блазара 3C454.3 в период 2004–2010 гг. от гамма- до радиодиапазонов длин волн	68	<i>Volvach A. E., Larionov M. G., Volvach L. N., Kutkin A. M., Villata M., Raiteri C. M., Lahteenmaki A., Tornikoski M., Savolainen P., Tammi J., Aller M. F., Aller H. D., Sergeev S. G., Doroshenko V. T., Efimov Yu. S., Klimanov S. A., Nazarov S. V., Borman G. V., Pushkarev A. B., Zhdanov V. I., Fedorova E. V., Vavilova I. B., Chesnok N. G. Flare activity of the blazar 3c454.3 from gamma to radio wavelengths in 2004–2010</i>
Яцків Я. С., Кислюк В. С. Періодичні видання України з космічної тематики	77	<i>Yatskiv Ya. S., Kislyuk V. S. Ukrainian periodical editions on space subjects</i>
НАШІ АВТОРИ	82	OUR AUTHORS
ДІЯЧІ КОСМІЧНОЇ НАУКИ	85	FIGURES OF SPACE INDUSTRY
ПАМ'ЯТІ С. М. КОНІУХОВА	90	TO THE MEMORY OF S. M. KONIUKHOV

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

Підписано до друку 26.04.11. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офсет.
Ум. друк. арк. 9,45. Обл.-вид. арк. 9,92. Тираж 100 прим. Зам. № 2959.

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.

УДК 550.38

С. М. Беляєв, В. Є. Корепанов

Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Львів

ВИКОРИСТАННЯ МАГНІТОМЕТРА СИСТЕМИ НАВІГАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА ДЛЯ ВИМІРЮВАНЬ ГЕОМАГНІТНОГО ПОЛЯ

Для розв'язання завдань навігації та орієнтації штучних супутників Землі все частіше застосовуються магнітні системи. У таких системах задовільну якість навігації можна досягти при використанні лише одного бортового вимірювального приладу — магнітометра, а зміна орієнтації здійснюється за допомогою електромагнітів. Описано бортовий ферозондовий магнітометр, який від 17 квітня 2007 р. успішно функціонує у складі системи керування орієнтацією мікросупутника дистанційного зондування Землі «EgyptSat». Отримані протягом польоту та при експериментах дані підтверджують ефективність системи навігації та відповідну якість створеного магнітометра.

ВСТУП

Широке коло завдань, які виконуються за допомогою приладів космічного розташування, вимагає інформації про навігаційні параметри високої точності та в реальному часі. Відповідна бортова система управління має забезпечувати:

- визначення поточних навігаційних параметрів;
- визначення та розрахунок поточних параметрів орієнтації;
- керування положенням мікросупутника;
- контроль за функціонуванням бортового обладнання та інші сервісні функції.

Природно, що більшість систем орієнтації ШСЗ базується на оптичних приладах, оскільки це були перші методи, застосовувані живими істотами для визначення свого місцезнаходження. У випадку космічних апаратів (КА) це різноманітні давачі положення Сонця й Землі, а також останнє покоління високоточних оптичних давачів типу «зоряний компас». Переваги оптичних методів — великий досвід у створенні й експлуатації, зручність у роботі — привели до створення надзвичайно великого спектру

таких приладів з різноманітними технічними й економічними показниками. Однак вони мають і суттєві недоліки: необхідність забезпечення «кутів зору» (вільних від інших приладів), відносно мала точність для давачів Сонця й Землі (пов'язана з великими кутовими розмірами цих тіл) або велика вартість та мала швидкодія «зоряного компаса».

Використання магнітного поля Землі з метою отримання інформації про положення дозволяє обійти обмеження оптичних методів. У цьому випадку орієнтація об'єкта визначається за допомогою вимірювань вектора магнітного поля, параметри якого на поверхні Землі або на низькій навколоземній орбіті відомі.

Розташування космічних апаратів на орбіті зазвичай визначають за допомогою наземних засобів (радіолокаційних та лазерних), які уточнюють балістичні розрахунки. Останнім часом для низькоорбітальних супутників використовуються також приймачі системи GPS/GLONASS, які дозволяють автономно, без допомоги наземного обладнання, отримувати з високою точністю координати та абсолютне значення часу. Невеликі розміри, споживання й мала вартість роблять ці приймачі дуже зручними для низькоорбітальних супутників.

У наш час застосування математичної моделі магнітного поля Землі (IGRF — International Geophysical Reference Field) та сучасних методів розрахунків дозволяє знаходити одночасно як орієнтацію, так і орбітальне положення об'єкта, базуючись виключно на результатах вимірювання векторного магнітометра, який забезпечує систему орієнтації КА даними про три компоненти вектора магнітного поля Землі. За їхньою допомогою розраховуються величина та тривалість струмів електромагнітів системи керування орієнтацією супутника. Порівняно з традиційними газовими двигунами, цей спосіб має значні переваги, передусім це тривалість роботи електромагнітної системи орієнтації. Він залежить виключно від терміну служби сонячних батарей та акумуляторів, тобто збігається з часом активного існування супутника, в той час як запас робочого тіла газових двигунів обмежений. Можливість зміни в широких межах частоти увімкнень та величини струмів і, відповідно, величини обертового моменту створює умови для досягнення надзвичайно високих показників точності й стабільності положення КА в просторі, що підтвердили результати експлуатації супутника «EgyptSat» [2].

ПОЛІТНІ ВИПРОБУВАННЯ МАГНІТНОЇ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ

Як вже згадувалось, під час низькоорбітального польоту вимірювання магнітного поля Землі може надавати інформацію про позицію супутника й параметри руху, яку можна використати для розрахунку необхідних керуючих впливів. Дані бортового магнітометра використовуються для створення закону керування супутником, який обертається навколо центра мас [3].

При підготовці до політних випробувань супутника «EgyptSat» було проведено числове моделювання руху супутника з наступними параметрами орбіти: висота 650 км, нахил 82.5° , ексцентриситет 0.001. При цьому для перевірки алгоритмів задавалися початкові величини кутової швидкості у межах $\pm 3^\circ$, кути орієнтації $\pm 180^\circ$, різні величини інерції, збурювальних моментів та похибок магнітометра. Результати моделювання підтвердили достатньо високі характерис-

тики електромагнітної системи, яка забезпечила ефективне зменшення швидкостей обертання та стабілізацію положення супутника в орбітальній системі відліку. Час, необхідний для припинення обертання, не перевищував трьох орбітальних періодів, похибка орієнтації — краща, ніж 3° .

Для експериментальної перевірки системи магнітної орієнтації 24 грудня 2004 р. був запущений мікросупутник «Мікрон» зі встановленим на ньому магнітометром LEMI-010S. Службова телеметрична інформація, отримана з борту мікросупутника вже в перші дні орбітального польоту, підтвердила відповідність метрологічних характеристик приладу заданим. Результати вимірювань магнітометра, які надходили на Землю в сеансах передачі телеметричної інформації, використовувались для порівняння з розрахунковими значеннями модуля магнітного поля, отриманими на основі балістичної інформації та моделі IGRF. Порівняння показало достатньо малий розкид цих величин, що підтвердило можливість використання запропонованої методики навігації виключно за даними магнітометра для керування орієнтацією супутників.

За результатами, отриманими при політних випробуваннях мікросупутника «Мікрон», розроблено систему орієнтації мікросупутника «EgyptSat», на якому встановлено службовий магнітометр наступного покоління LEMI-016. Запуск мікросупутника був здійснений 17 квітня 2007 р. Під час польоту були відпрацьовані всі режими роботи системи керування орієнтацією, перевірені її характеристики, статичні й динамічні параметри. Крім цих перевірок, висока якість роботи як системи в цілому, так і магнітометра LEMI-016, була підтверджена при використанні сканерів земної поверхні. Високе розділення отриманих знімків (< 8 м) та стійка керованість супутника є найкращим свідченням правильності обраних технічних рішень всієї системи керування.

МАГНІТОМЕТР LEMI-016

Побудова магнітометрів, призначених для застосування в системі керування орієнтацією, має певні особливості та відмінності від проектування приладів, які використовуються для отриман-

ня наукової інформації про магнітне поле Землі. Аналіз джерел та величин похибок визначення напрямку вектора магнітного поля — основне завдання магнітометра орієнтації — показує наступне. Вимоги саме до точності приладу є досить низькими, порівняно з магнітометрами наукового призначення. Достатніми можна вважати такі рівні похибок: для коефіцієнтів перетворення — 0.2...0.3 %, різниця коефіцієнтів для різних каналів — приблизно на порядок менша, зміщення нуля може досягати десятків нанотесла. При цьому забезпечуються достатньо малі кутові похибки визначення орієнтації — не більші декількох хвилин дуги.

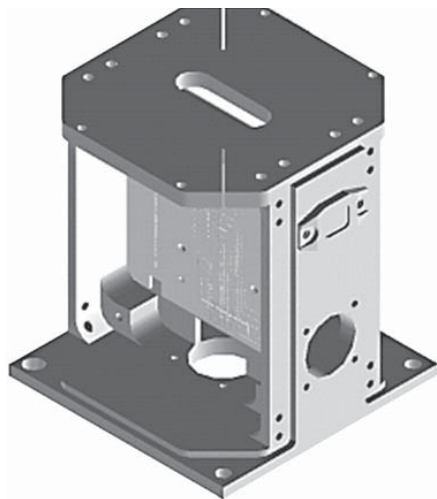
Одночасно для будь-яких космічних приладів, особливо службових систем, дуже важливою є стабільність експлуатаційних характеристик, таких як надійність, працездатність та достатній рівень точності при роботі в умовах космічного простору після великих навантажень при виведенні на орбіту, мінімальні габарити, маса та споживана потужність, електромагнітна сумісність, широкий діапазон робочих температур та швидкі їхні зміни. Тобто, при створенні бортового магнітометра орієнтації основні зусилля повинні бути спрямовані на досягнення максимальної надійності, температурної стабільності та ідентичності каналів вимірювання кожної із складових магнітного поля при широкому діапазоні зміни навколишніх умов. Рівень шуму (або роздільна здатність) для магнітометрів орієнтації є менш важливим параметром.

З урахуванням усіх цих вимог, а також додаткових технічних та експлуатаційних особливостей, у ЛЦ ІКД НАН та ДКА України створений магнітометр LEMI-016 для системи орієнтації мікросупутника «EgyptSat», розробленого ДКБ «Південне» на замовлення космічної агенції Єгипту NARS. Оскільки головним завданням мікросупутника є дистанційне зондування Землі за допомогою оптичних сканерів високої роздільної здатності, якість роботи системи орієнтації була першочерговим завданням при проектуванні системи керування.

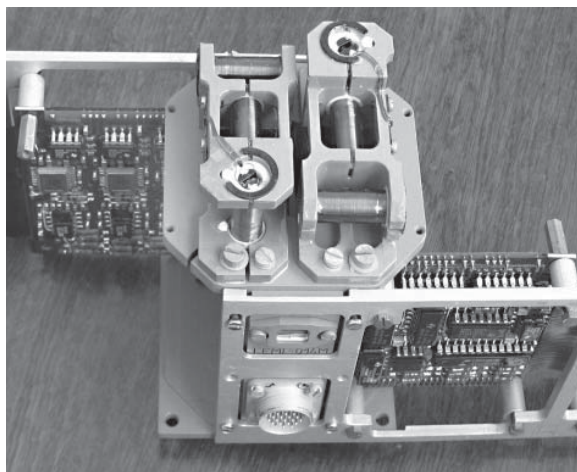
Магнітометр LEMI-016 є «нащадком» LEMI-010S — магнітометра для системи орієнтації першого українського мікросупутника КС5МФ2

(«Мікрон»), під час експлуатації якого, як вже згадувалось, була доведена достатня ефективність роботи магнітної системи орієнтації. У магнітометрі LEMI-016 повторено перевірену структуру з «холодним» резервом — двома незалежними приладами, зібраними у спільному корпусі. Використання «холодного» резерву суттєво збільшує радіаційну стійкість та надійність приладу. Вибір робочого каналу здійснюється увімкненням відповідного кола живлення системою керування супутника. В свою чергу, кожен канал магнітометра має дубльовані (за схемою «гарячого» резерву) схеми цифрового інтерфейсу для зв'язку з системою керування орієнтацією. Деталі вузла електроніки змонтовані на багатошарових друкованих платах з тепловідвідними підкладками, що дозволяє гарантувати сприятливі теплові режими електронних елементів в умовах вакууму та, разом із товстими стінками корпуса й бокових кришок, збільшити ступінь захисту інтегральних схем від іонізаційного опромінення електронами та протонами природних радіаційних поясів Землі. Враховуючи призначення магнітометра, головним завданням при його створенні було забезпечення стабільності положення магнітних осей давачів при механічних навантаженнях, які діють на прилад на етапі виведення супутника на орбіту, та при змінах температури на орбіті. Тому підставою конструкції магнітометра обрано фрезерований із твердого алюмінієвого сплаву корпус підвищеної жорсткості (рис. 1, а), на який встановлено давачі.

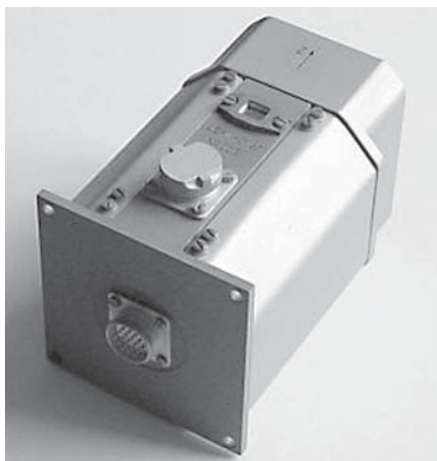
З цією ж метою тримачі давачів (ферозондів) виготовлені з такого самого матеріалу. Це дає можливість досягти високої надійності кріплення та запобігти механічним напруженням при коливаннях температури через механічний контакт деталей з матеріалів із різними коефіцієнтами температурного розширення і, відповідно, зміні напрямів осей чутливості. Для мінімізації зниження чутливості давачів через вплив близько розташованих провідних металевих поверхонь та зменшення струмів термо-ЕРС використано непровідні гальванічні покриття всіх деталей, а в суцільних деталях зроблено розрізи. Ці заходи запобігають виникненню або суттєво



а



б



в

Рис. 1. Магнітометр LEMI-016: а — корпус, б — давачі, в — зібраний магнітометр

зменшують площі короткозамкнених витків, які створюють паразитні струми, здатні впливати на покази магнітометра. У магнітометрі LEMI-016, крім модернізації схем електронних вузлів, використано нові давачі з осердями типу «рейс-трек» замість кільцевих, застосованих у LEMI-010S. Такі осердя в циліндричних компенсаційних котушках дозволили суттєво покращити параметри точності й стабільності напрямів осей чутливості магнітометрів. Фотографія магнітометра зі встановленими давачами та розкладеними платами електроніки показана на рис. 1, б, зібраний магнітометр — на рис. 1, в.

Основні параметри магнітометра LEMI-016 такі:

діапазон вимірювань, нТл.	± 65000
максимальна частота вимірювань, Гц	11
кількість розрядів цифрового інтерфейсу	16
точність збігу магнітних та механічних осей (після калібрування)	$\pm 5'$
максимальне зміщення нуля (після калібрування), нТл.	≤ 50
похибка коефіцієнта перетворення, %	< 0.1
температурний дрейф нуля, нТл/°С ...	< 1.5
температурний дрейф коефіцієнта перетворення, %/°С	< 0.005
робочий діапазон температур, °С.	$-40...+80$
потужність, споживана від бортової мережі напругою 28 В, Вт	< 0.25
габаритні розміри, мм	$123 \times 80.5 \times 92.5$
вага, кг	1.2
ударостійкість, g	до 300

Для якомога точнішого визначення результатів параметрів магнітометри LEMI-016 проходять обов'язкове калібрування та метрологічну перевірку в геофізичній обсерваторії «Нурміярві» Фінського метеорологічного інституту, яка має сертифіковану за міжнародними стандартами автоматизовану калібрувальну систему векторних магнітометрів постійного поля [1, 4]. Для калібрування магнітометр встановлюється всередині трикомпонентної кільцевої системи таким чином, щоб координатні осі магнітометра були паралельними осям кілець. Для цього використовується теодоліт з лазером, розташованим на відстані 60 м від кілець вздовж осі Х калібрувального пристрою. За допомогою теодоліта та дзеркала встановлюється паралельність осей Х магнітометра та калібрувальних кілець. Після

цього, без зміни кутового положення магнітометра проводиться юстування горизонтального положення монтажної площини магнітометра. Багаторазове повторення процедури калібрування магнітометрів продемонструвало високу точність результатів, яку забезпечують вибрані методи й обладнання.

Під час калібрування визначаються коефіцієнти перетворення, напрями магнітних осей чутливості у механічній системі координат приладу та величини зміщення нуля для всіх складових магнітометра. З метою забезпечення простоти й надійності відтворення потрібної точності визначення системи координат магнітометра при його калібруванні та встановленні на супутник прилад обладнано дзеркалом на передній поверхні корпусу (рис. 2, 3). Унікальною особливістю цього магнітометра є також той факт, що це єдиний у світі прилад для орієнтації за магнітним полем, у якому осі механічної системи координат з високою точністю прив'язані до площини для його встановлення та проєкції оптичної осі дзеркала на цю площину. Тобто, відпадає потреба у визначенні взаємного положення магнітних та механічних осей після встановлення магнітометра на супутник — достатньо провести «збивання» тільки механічних осей, що значно полегшує підготовку супутника до запуску.

При вимірюваннях параметрів магнітометрів в умовах зміни температури від -15 до $+60$ °C були отримані такі максимальні величини додаткових похибок (на градус Цельсія):

- нестабільність напрямів осей чутливості, в тому числі при порівнянні різних каналів, при підвищеній температурі — $3'$, при пониженої температурі — $3.6'$;
- неортогональність при підвищеній температурі — $1.7'$, при пониженої — $1.4'$;
- зміна неортогональності після завершення кліматичних випробувань була меншою від роздільної здатності калібрувальної системи.

ОРБИТАЛЬНІ ЕКСПЕРИМЕНТИ

Після отримання переконливого підтвердження працездатності описаної автономної навігаційної системи виникає природне прагнення об'єктивно оцінити її граничні параметри, ви-

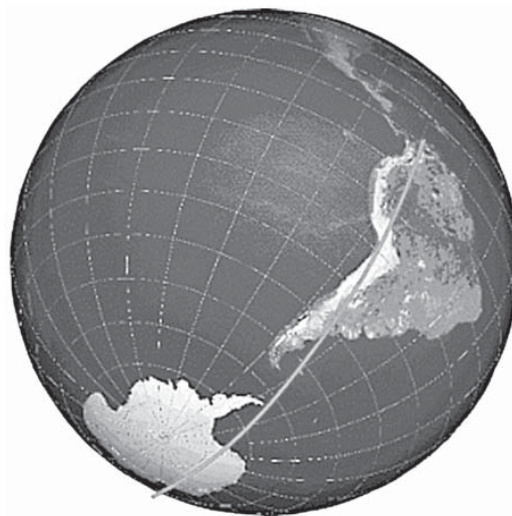


Рис. 2. Ділянка орбіти 23 жовтня 2007 р. під час експерименту

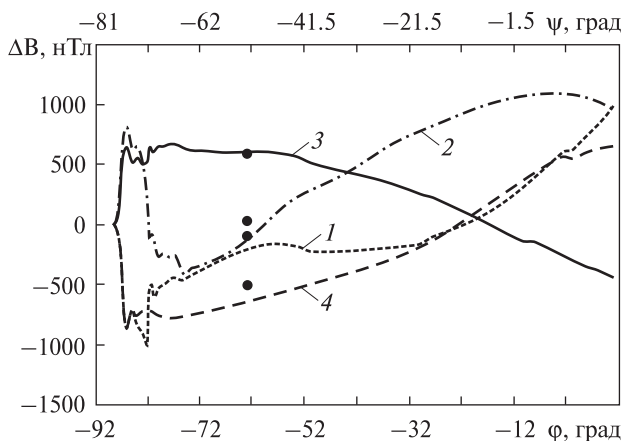


Рис. 3. Різниця ΔB між значеннями поля, виміряними магнітометром та розрахованими згідно з IGRF-10 (крива 1 — B_x , 2 — B_y , 3 — B_z , 4 — B)

значити шляхи та можливості їхнього покращення, її можливості та обмеження для вдосконалення подібних систем у майбутньому. Крім того, важливо знайти шляхи використання службового магнітометра також і для вимірювання параметрів магнітного поля Землі в наукових цілях. Оскільки багато низькоорбітальних супутників не мають спеціалізованих магнітометрів наукового призначення, але мають службові магнітометри, очікується, що проведення синх-

ронних багатопозиційних вимірювань може надати можливість отримати детальнішу картину магнітного поля Землі, що є дуже важливим при дослідженнях великомасштабних структур іоносферної плазми, а також для уточнення моделі магнітного поля IGRF.

Для оцінки можливості використання службового магнітометра LEMI-016 для наукових вимірювань був проведений спеціальний експеримент на борту супутника «EgyptSat». Орбіта супутника полярна, сонячно-синхронна з перигеєм 657 км, апогеєм 667 км та нахилом 98.1° . Орбітальне положення супутника відоме з похибками: до 0.1 км за висотою та 0.1° за широтою й довготою (подальший аналіз даних показав, що реальна точність позиціонування за кутовими координатами була дещо гіршою). Для розрахунків була обрана ділянка орбіти на проміжку 03:35:00...04:05:00 UT 23 жовтня 2007 р., коли супутник перебував над Антарктидою (рис. 2). Ділянка орбіти була обрана таким чином, щоб супутник рухався якомога точніше над українською антарктичною станцією «Академік Вернадський», де встановлено точний наземний магнітометр LEMI-008, який багато років працює під кодом AIA (Аргентинські острови) й регулярно передає дані у світову систему ІНТЕР-МАГНЕТ [5]. Це дозволило порівняти дані наземних та супутникових вимірювань. Крім того, дані цих вимірювань порівнювалися з моделлю магнітного поля Землі IGRF-10. Бортовий магнітометр виконував вимірювання з періодом 4 с, у проміжках між вимірюваннями вмикались електромагніти системи орієнтації (на 2 с).

На рис. 3 показано різницю виміряних магнітометром та розрахованих згідно з IGRF-10 значень (верхня горизонтальна вісь — магнітна широта ψ , нижня — географічна широта ϕ). Точками позначено величини різниці між показами наземного магнітометра, встановленого на станції «Академік Вернадський», та значеннями IGRF (для станції на поверхні Землі). Оскільки різниця між виміряним та розрахованим значеннями для складових X , Y (рис. 3) більша, ніж для модуля поля, можна зробити висновок, що реальна орієнтація супутника відрізняється від використаної при розрахун-

ках (операції повороту не впливають на значення модуля поля).

Слід відзначити близькі значення відхилень складових магнітного поля (від IGRF-значень), виміряних магнітометром супутника над станцією «Академік Вернадський» та наземним магнітометром станції.

ВИСНОВКИ

З наведених даних випливає, що великі значення похідної поля за широтою та похибки позиціонування супутника «EgyptSat» викликають додаткову різницю між показами бортового магнітометра та значеннями магнітного поля за моделлю IGRF. Похибка позиціонування супутника досягає 0.2° за час між вимірюваннями 4 с, крім того, додаткові похибки при порівнянні даних бортового та наземного приладів виникають за рахунок значної відстані між проекцією траєкторії супутника на поверхню Землі та положенням наземного магнітометра у момент вимірювань; крім того, вимірювання можуть бути несинхронними.

Відхилення між показами бортового магнітометра та значеннями моделі магнітного поля в майбутньому можуть бути зменшені шляхом обчислення додаткових похибок, перелічених вище. При цьому слід мати на увазі, що моделі геомагнітного поля, в свою чергу, є дискретними, відрізняються одна від одної та дають не точні, а усереднені значення, які для заданого моменту часу можуть дуже відрізнятись. Ці дослідження будуть продовжені з метою оцінки граничних можливостей використання службових магнітометрів для корекції моделі IGRF.

Робота виконана при частковій підтримці контракту з ДКАУ 1-05/08.

1. Беляєв С. М., Корепанов В. Є., Єфименко М. В. Політні випробування магнітної системи орієнтації мікросупутника // Космічна наука і технологія. — 2006. — 12, № 4. — С. 14—19.
2. Argoun M. EGYPTSAT-1; three years in orbit: experience in operation and utilization. Technical Commission VII Symposium: 100 Years ISPRS — Advancing Remote Sensing Science, 5—7 July 2010, vienna, Austria (www.isprs100vienna.org).

3. Belyayev S., Efimenko N., Korepanov V., Kudin N. Satellite magnetic orientation and stabilization system. Small satellites for Earth observation // Proc. of the 3rd Int. Symp. of the IAA (Berlin, April 2–6, 2001). — Berlin, 2001. — P. 407–410.
4. Korepanov V., Berkman R., Pajunpaa K. High-class system for magnetometers calibration and EMC study — test results and development trends // Trends and applications in Calibration and testing laboratories: Proc. of Int. conf. on metrology (Jerusalem, Israel, May 16–18, 2000). — Jerusalem, 2000. — P. 280–285.
5. Korepanov V., Maksymchuk V., Ladanyivsky B. Earth crust deep structure and dynamic study at the “Vernadsky Station” region by geoelectromagnetic methods — present state and perspectives // Terra Antarctica Reports. — 2006. — 12. — P. 155–166.

Надійшла до редакції 02.09.10

S. M. Belyayev, B. Ye. Korepanov

THE USE OF MAGNETIC NAVIGATION SYSTEM OF THE MICROSATELLITE FOR GEOMAGNETIC FIELD MEASUREMENTS

Magnetic orientation systems are used more and more commonly for the navigation and orientation of artificial Earth satellites. In such systems, satisfactory navigation quality can be reached with the use of the sole measuring instrument, namely, magnetometer, while the attitude control is performed with three orthogonally spaced electromagnets. We describe the onboard LEMI-016 magnetometer which has been successfully operating since 17 April 2007 as a part of the orientation system of the Earth remote sensing microsatellite Egeysat. The data obtained during the flight and onboard experiments confirm a high level of the navigation and orientation system operation and the magnetometer good quality.

УДК 531.76/77:629.76/.78

А. Л. Макаров¹, В. Л. Тихонов¹, А. В. Волошин², А. В. Храпач²

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» імені М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

² Науково-виробничий комплекс «Інформаційні технології», Дніпропетровськ

КАЛИБРОВКА БЛОКА ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕГО ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ, ВЫПОЛНЕННЫЕ ПО МЭМС-ТЕХНОЛОГИИ

Запропонована методика калібрування чутливого елемента, що входить до складу блока вимірювання параметрів руху. На основі розробленої методики та отриманих калібрувальних характеристик для кожного вимірювального каналу проведено калібрування блока вимірювання параметрів руху. Блок встановлено на одну з ракет-носіїв розробки ДП «КБ «Південне» для подальшого запуску.

В блоке измерения параметров движения (БИПД) в качестве чувствительного элемента используется трехосный чувствительный элемент ADIS-16350 фирмы «Analog Devices» (рис. 1), выполненный по МЭМС-технологии. Элемент ADIS-16350 содержит:

- три датчика угловой скорости (ДУС);
- три акселерометра;
- три датчика температуры.

На основе анализа параметров чувствительных элементов, приводимых в спецификациях разработчиков, структуры математических моделей инерциальных измерителей имеют вид

$$\begin{bmatrix} \omega_x^{\text{изм}} \\ \omega_y^{\text{изм}} \\ \omega_z^{\text{изм}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{nx} \\ \omega_{ny} \\ \omega_{nz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{k}_d - \Delta \mathbf{k}_d \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \omega_{xT} \\ \delta \omega_{yT} \\ \delta \omega_{zT} \end{bmatrix} \cdot \Delta T, \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} a_x^{\text{изм}} \\ a_y^{\text{изм}} \\ a_z^{\text{изм}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{nx} \\ a_{ny} \\ a_{nz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{k}_a - \Delta \mathbf{k}_a \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_{xT} \\ \delta a_{yT} \\ \delta a_{zT} \end{bmatrix} \cdot \Delta T, \quad (2)$$

где $\begin{bmatrix} \delta \omega_{xT} \\ \delta \omega_{yT} \\ \delta \omega_{zT} \end{bmatrix}^T$ и $\begin{bmatrix} \delta a_{xT} \\ \delta a_{yT} \\ \delta a_{zT} \end{bmatrix}^T$ — векто-

ры температурного ухода ДУС и акселерометров соответственно, $\mathbf{k}_d$, $\mathbf{k}_a$ — диагональные матрицы масштабных коэффициентов ДУС и акселерометров соответственно; $\Delta \mathbf{k}_d$, $\Delta \mathbf{k}_a$ — диагональные матрицы ошибок масштабных коэффициентов ДУС и акселерометров соответственно; ω_{ni} , a_{ni} — смещения нулей ДУС и акселерометров соответственно ($i = x, y, z$); ω_i , a_i — измеряемые сигналы ДУС и акселерометров соответственно ($i = x, y, z$); $\Delta T = T - T_{\text{клб}}$ — разность между температурой, при которой была выполнена калибровка, и текущей температурой чувствительного элемента.

Для данного конкретного чувствительного элемента инструментальные погрешности можно разделить на систематическую (присущую только этому экземпляру чувствительного элемента) и случайную составляющие. Учет систематических составляющих при обработке измерений существенно повышает точность измерения параметров движения.

МЕТОДИКА КАЛИБРОВКИ

Определение температурной зависимости смещения нуля. Для построения зависимости смещения нуля ДУС и акселерометров от температуры предлагается следующая методика. Блок изме-

рения параметров движения (БИПД) помещается в термокамеру. В термокамере (по задающему датчику температуры термокамеры) устанавливается температура, равная температуре калибровки $T_{\text{клб}}$, подается питание на БИПД. После достижения теплового равновесия при заданной температуре (показания встроенных датчиков температуры чувствительных элементов изменяются относительно заданной температуры не более чем на 2° в течение 30 мин) производится запись выходных сигналов измерительных каналов блока и значений температуры по датчикам температуры ADIS-16350. Далее в термокамере устанавливается температура, равная предель-

ному отрицательному значению рабочего диапазона, и производится выдержка до наступления теплового равновесия. Затем в термокамере устанавливается температура, равная предельному положительному значению рабочего диапазона, и снова производится выдержка до наступления теплового равновесия. Затем в термокамере устанавливается температура, равная предельному отрицательному значению рабочего диапазона. Последовательно и непрерывно проводится три таких цикла (рис. 2), во время которых записываются выходные сигналы измерительных каналов блока и значения температуры по датчикам температуры ADIS-16350.

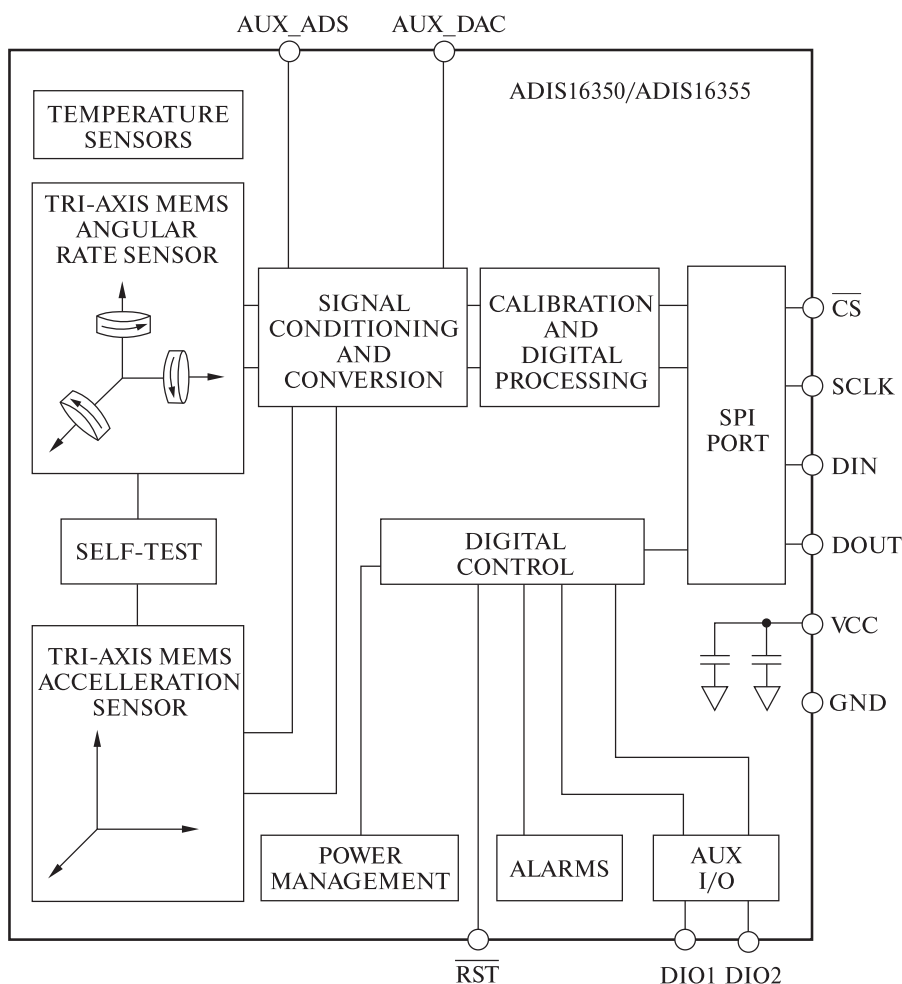


Рис. 1. Функциональная блок-схема чувствительного элемента блока измерения параметров движения [High precision tri-axis inertial sensor ADIS16350/16355, Rev.A, Analog Devices, Inc.]

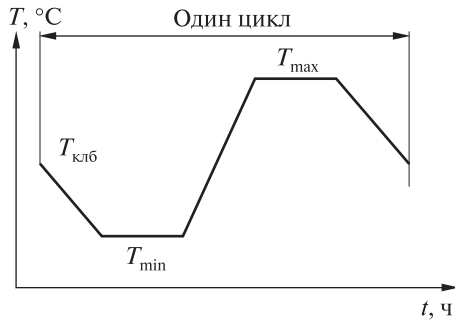


Рис. 2. Цикл термокалибровки

Выходные сигналы измерительных каналов БИПД обрабатываются с помощью адаптивного цифрового фильтра с целью уменьшения шума измерений. По полученным данным с помощью метода наименьших квадратов для каждого цикла строится аппроксимирующая кривая, а также определяется величина смещения нуля при температуре калибровки $T_{клб}$.

Определение масштабного коэффициента. Для определения масштабного коэффициента ДУС используется следующая методика. БИПД помещается на поворотный стол. В качестве эталонного датчика угловой скорости используется волоконно-оптический датчик угловой скорости, ось чувствительности которого выставлена параллельно оси вращения поворотного стола.

При неподвижном поворотном столе в течение интервала времени ΔT_{0i} (i — номер серии) записывается выходной сигнал калибруемого измерительного канала ДУС, ось чувствительности которого выставлена параллельно оси вращения поворотного стола. После этого на поворотном столе выставляется положительное значение угловой скорости, равное половине диапазона измерения ДУС БИПД, и включается вращение. В течение интервала времени ΔT_{ki} записываются выходные сигналы калибруемого канала БИПД и эталонного ДУС. Проводится N таких серий измерений без снятия питания с БИПД.

В каждой серии определяются локальное смещение нуля $\Delta\omega_{0i}$:

$$\Delta\omega_{0i} = \frac{\sum_{j=1}^M \omega_{0j}}{M}$$

и локальное значение масштабного коэффициента $\mu_{\omega i}^+$:

$$\mu_{\omega i}^+ = \frac{\sum_{j=1}^K \omega_{\omega j}}{\sum_{l=1}^K (\omega_{ul} - \Delta\omega_{0i})},$$

где $\omega_{\omega j}$ — выходной сигнал калибруемого канала измерения угловой скорости БИПД в j -й момент времени при неподвижном поворотном столе, M — количество зарегистрированных на интервале ΔT_{0i} значений ω_{0j} , $\omega_{\omega j}$ — выходной сигнал эталонного датчика угловой скорости в j -й момент времени при заданном значении угловой скорости поворотного стола, ω_{uj} — выходной сигнал калибруемого канала измерения угловой скорости БИПД в j -й момент времени при заданном значении угловой скорости поворотного стола, K — количество зарегистрированных на интервале ΔT_{ki} значений $\omega_{\omega j}$ и ω_{uj} .

По полученным значениям рассчитываются среднее значение масштабного коэффициента $\bar{\mu}_{\omega m}^+$ и несмещенная оценка среднего квадратичного отклонения (СКО) значения масштабного коэффициента в запуске $\sigma_{\omega m}^+$ для положительных значений угловой скорости:

$$\bar{\mu}_{\omega m}^+ = \frac{\sum_{i=1}^N \mu_{\omega i}^+}{N},$$

$$\sigma_{\omega m}^+ = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (\mu_{\omega i}^+ - \bar{\mu}_{\omega m}^+)^2}{N-1}}.$$

Без снятия питания с БИПД на поворотном столе устанавливается отрицательное значение угловой скорости, равное половине диапазона измерения ДУС БИПД, и включается вращение. Проводится N таких серий измерений без выключения БИПД. По полученным данным рассчитываются среднее значение $\bar{\mu}_{\omega m}^-$ масштабного коэффициента и несмещенная оценка $\sigma_{\omega m}^-$ СКО значений масштабного коэффициента в запуске для отрицательных значений угловой скорости.

Определяются средние значения масштабного коэффициента и СКО масштабного коэффициента в запуске:

$$\mu_{\omega m} = \frac{\mu_{\omega m}^+ + \mu_{\omega m}^-}{2},$$

$$\sigma_{\omega m} = \sqrt{\frac{(\sigma_{\omega m}^+)^2 + (\sigma_{\omega m}^-)^2}{2}}.$$

Снимается питание с БИПД. Через время Δt подается питание на БИПД, и все измерения повторяются. Проводится M таких серий измерений. По результатам измерений рассчитываются:

- среднее значение $\bar{\mu}_{\omega}$ масштабного коэффициента

$$\bar{\mu}_{\omega} = \frac{\sum_{i=1}^M \mu_{\omega m}}{M},$$

- среднее значение $\delta\sigma_{\omega}$ СКО масштабного коэффициента в запуске

$$\delta\sigma_{\omega} = \sqrt{\frac{\sum_{m=1}^M (\sigma_{\omega m})^2}{M}},$$

- СКО $\Delta\sigma_{\omega}$ масштабного коэффициента между запусками

$$\Delta\sigma_{\omega} = \sqrt{\frac{\sum_{m=1}^M (\bar{\mu}_{\omega m} - \bar{\mu}_{\omega})^2}{M-1}}.$$

Эти измерения проводятся для каждой оси чувствительности (измерительного канала) БИПД.

Аналогичным образом проводится определение масштабных коэффициентов акселерометров. При этом в качестве эталонного значения используется измеренное (рассчитанное) с высокой точностью значение гравитационного ускорения в точке проведения испытаний.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Зависимость смещения нуля от температуры. Экспериментальная зависимость смещения нуля от температуры для одного из измерительных каналов БИПД приведена на рис. 3. Как видно из представленных данных, в выходном сигнале есть значительный шум. С целью увеличения точности получаемых оценок данные о смеще-

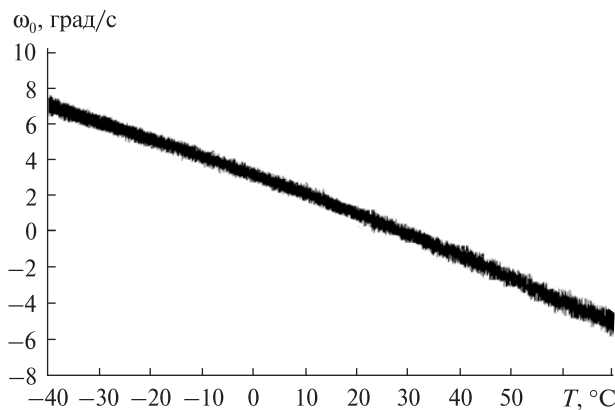


Рис. 3. Смещение нуля в зависимости от изменения температуры до фильтрации

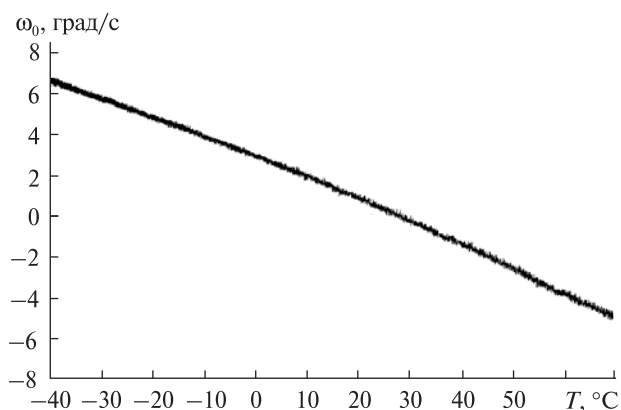


Рис. 4. Смещение нуля в зависимости от изменения температуры после фильтрации

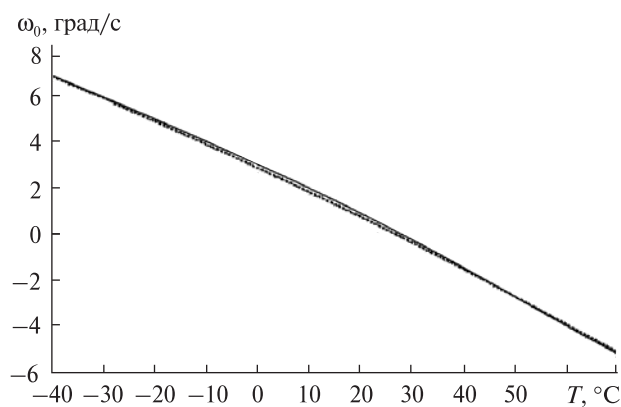


Рис. 5. Аппроксимирующие зависимости смещения нуля от температуры

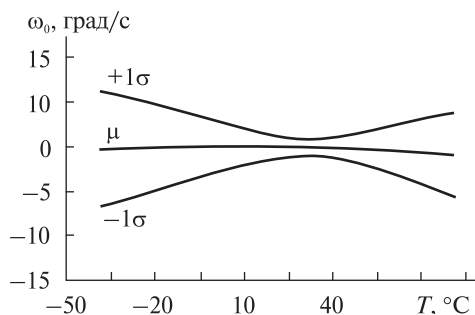


Рис. 6. Типичные значения зависимости смещения нуля от температуры по данным производителя [High precision tri-axis inertial sensor ADIS16350/16355, Rev.A, Analog Devices, Inc.]

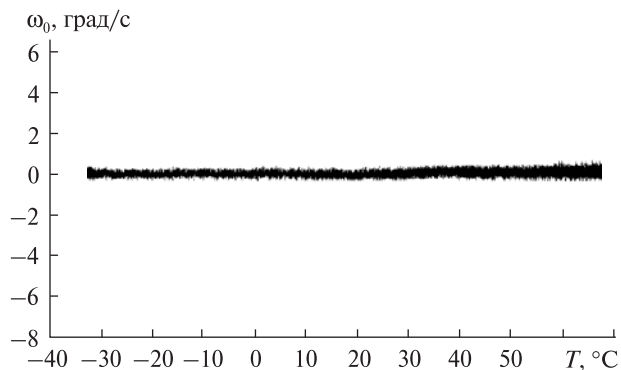


Рис. 7. Смещение нуля в зависимости от изменения температуры после компенсации

Результаты определения смещения нуля и масштабного коэффициента

Номер серии	Угловая скорость	Смещение нуля в запуске, град/с	МК в запуске	СКО МК в запуске
1	+ω	0.0064	1.001952471	0.0005
	-ω	0.0090	0.997651228	0.0004
2	+ω	0.0032	1.001214114	0.0005
	-ω	-0.0083	0.998102662	0.0006
3	+ω	0.0031	1.002149038	0.0005
	-ω	-0.0245	0.998144841	0.0007
4	+ω	-0.0019	1.001414366	0.0005
	-ω	0.0066	0.997758639	0.0005
5	+ω	0.0106	1.001191038	0.0007
	-ω	0.0021	0.997861312	0.0006
6	+ω	-0.0016	1.002352728	0.0004
	-ω	0.0088	0.997556092	0.0005
7	+ω	0.0292	1.000890674	0.0003
	-ω	0.0289	0.997645196	0.0008
8	+ω	0.0122	1.001647884	0.0007
	-ω	0.0329	0.997329588	0.0009
9	+ω	0.0228	1.002153825	0.0007
	-ω	-0.0030	0.997878076	0.0009
10	+ω	-0.0080	1.001652822	0.0006
	-ω	-0.0282	0.998051717	0.0003
Среднее значение МК по всем сериям				0.999729916
Нестабильность МК в запуске (σ)				0.0006
Нестабильность МК между запусками (σ)				0.0020

нии нуля датчика были обработаны с помощью цифрового адаптивного фильтра (рис. 4), и на основе выходных значений этого фильтра были построены аппроксимирующие зависимости. На рис. 5 представлены аппроксимирующие зависимости для циклов «нагревание — охлаждение» и «охлаждение — нагревание». Как видно,

аппроксимирующие зависимости для этих циклов отличаются (имеется гистерезис). Поэтому в качестве компенсирующих зависимостей целесообразно использовать среднюю зависимость, рассчитанную по всем циклам.

Полученные зависимости хорошо согласуются с зависимостями, приводимыми изготовите-

лем в документации на чувствительный элемент (рис. 6).

Эффективность используемой методики определения и компенсации смещения нуля от температуры подтверждена результатами испытания БИПД, которые проводились после введения компенсирующих коэффициентов. Результаты испытаний показали, что изменение температуры не приводит к изменению смещения нуля в измерительном канале БИПД (рис. 7).

Определение масштабных коэффициентов. Для каждого чувствительного элемента в соответствии с методикой, приведенной в предыдущем разделе, были определены смещение нуля (при температуре калибровки) и масштабные коэффициенты, а также их СКО в запуске и между запусками. Результаты определений для одного из измерительных каналов БИПД приведены в таблице.

Как следует из анализа приведенных данных, калибровка масштабного коэффициента чувст-

вительного элемента позволяет уменьшить его погрешность (3σ) почти в два раза по сравнению с данными, приведенными в документации производителя [High precision tri-axis inertial sensor ADIS16350/16355, Rev.A, Analog Devices, Inc.]. Нестабильность определения масштабного коэффициента между запусками составляет 0.6 %, в то время как по данным производителя — 1 %.

Надійшла до редакції 04.01.11

*A. L. Makarov, V. L. Tykhonov,
A. V. Voloshin, A. V. Khrapach*

CALIBRATION OF THE MOTION MEASUREMENT UNIT WITH MEMS SENSORS

We propose a method for the calibration of detecting element which is a part of the motion measurement unit. The calibration of each measuring channel of the motion measurement unit on the basis of the developed method and calibration parameters is carried out. The motion measurement unit is installed on one of the carrier-rockets at SDO "Yuzhnoye" for launches.

УДК 521.1

В. П. Єпішев, І. І. Мотрунич, В. У. Клімик, В. І. Кудак, Г. М. Мацо

Лабораторія космічних досліджень Ужгородського національного університету, Ужгород

СТАН ЗАСМІЧЕНОСТІ ЗАХИЩЕНОЇ ЗОНИ ГЕОСТАЦІОНАРНОЇ ОРБІТИ ПРОТЯГОМ 2007—2009 рр.

Аналізується виконання рекомендацій IADC в 2007—2009 рр. про захищену зону геостационарної орбіти. Обчислено зміну ризику зіткнення на геостационарній орбіті в цей трьохрічний період. Вона порівнюється з ризиком зіткнення у попередні п'ять років. Виявлено дрейфуючий об'єкт, нахил орбіти якого на початку 2010 р. пройшов через нульове значення. Досліджено вплив цього явища на ризик зіткнення з активними супутниками.

У 1997 р. Міжвідомчий координаційний комітет з космічного сміття (IADC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) прийняв рекомендації, згідно з якими зона на 200 км вище і на 200 км нижче геостационарної орбіти (GEO) вважається захищеною. Всі геостационарні супутники (ГС), ресурс яких закінчується, рекомендуються виводити на геосинхронні орбіти, перигей яких не менше ніж на 300 км вищий за GEO, бо некеровані геосинхронні об'єкти (НГО), які перебувають у смузі між 200 і 300 км вище GEO, в результаті еволюції орбіти можуть заходити в 200-км захищену зону.

Починаючи з 1998 р. провідні оператори космічних апаратів намагалися виконувати рекомендації IADC про захищену зону GEO. Через 10 років здавалося, що рекомендації IADC стають стандартною процедурою з усе меншою кількістю виключень. У 2007 р. лише один відпрацьований супутник (92043A) почав дрейфувати по орбіті, що входила в захищену зону [8]. Також один об'єкт (93062A) залишився на лібраційній орбіті. Та в наступні два роки кількість об'єктів, що входили на геосинхронну орбіту у 200-км захищеній зоні, різко збільшилась до 9 і 12 об'єктів (табл. 1) [8, 9, 10]. На орбіті з перигеем на 300 км

вище GEO виводилось значно менше половини об'єктів.

У табл. 2 наведено дев'ять найнебезпечніших об'єктів, які з'явилися в 2007—2009 рр. Всі вони дрейфують. Натомість вклад лібраційних об'єктів у ризик зіткнення на геосинхронній орбіті дуже малий: кількість небезпечних наближень лібраційних об'єктів до керованих ГС складає близько 0.1 % від усіх небезпечних зближень НГО з активними ГС [6].

Наведені в останній графі табл. 2 від'ємні значення різниць $r_{\text{пер}} - r_{\text{GEO}}$ відстані перигею від центру Землі і радіуса геостационарної орбіти означають, що НГО в перигей знаходяться ближче до поверхні Землі, ніж GEO. Таких НГО в приведеній таблиці є два: 08022B і 99009A. При нульових значеннях нахилу орбіти ці НГО двічі на добу перетинають геостационарну орбіту.

РИЗИК ЗІТКНЕННЯ НА ГЕОСТАЦІОНАРНІЙ ОРБІТІ ПРОТЯГОМ 2007—2010 рр.

Для дослідження ризику зіткнення ми використали три випуски каталогу ESA, що вийшли на початку 2008, 2009, 2010 рр. [8, 9, 10]. В них приведені елементи орбіт ГО на кінець попереднього року. За елементами орбіт з цих каталогів побудовано графік зміни ймовірності зіткнення за добу на GEO протягом трьох років: з липня 2007 р. по червень 2010 р. (рис. 1, крива 1). Ця

крива складається з трьох річних інтервалів. Центр кожного інтервалу, кінець грудня, збігається з епохою відповідного каталогу ESA, за орбітами якого будувалась річна крива. Центри трьох інтервалів на рис. 1 показано на осі часу трьома довгими рисками.

Крива 1 на рис. 1 побудована за середніми на проміжку 40 діб значеннями ймовірності P зіткнення на GEO протягом доби. Ймовірність P з достатньою точністю можна визначати як добуток кількості $n_{\text{набл}}$ небезпечних наближень НГО до керованого ГС (на відстань до 100 км) на ймовірність зіткнення P_z при небезпечному наближенні: $P = n_{\text{набл}} \cdot P_z$.

Небезпечні наближення оцінювалися шляхом визначення положення всіх каталожних НГО з певним достатньо малим кроком Δt і порівнянням на кожному кроці положення НГО з положенням всіх активних ГС. В основу програми обчислення положення супутника покладено аналітичну теорію руху ГО, за якою похибка обчисленого положення ГО на часовому інтервалі до 2 років не перевищує 75 км (приблизно 0.1° по довготі). Теорія враховує голов-

ні збурення гравітаційного походження: неоднорідність гравітаційного поля Землі, тяжіння Місяця і Сонця.

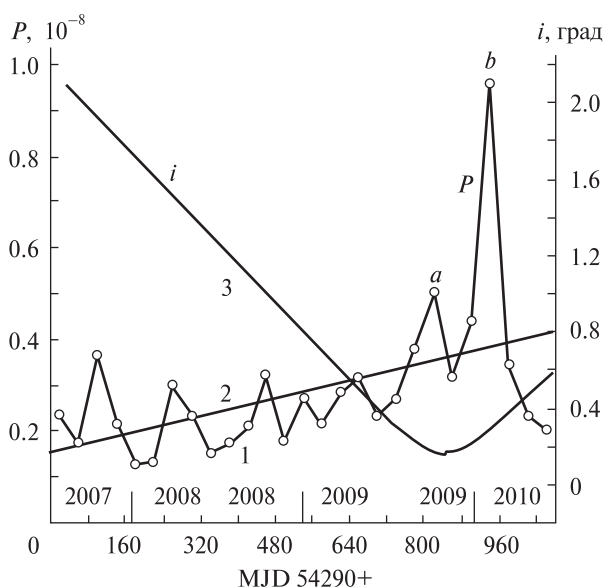


Рис. 1. Зміна ймовірності зіткнення на геостационарній орбіті протягом доби на інтервалі трьох років (1), лінія регресії (2) і зміна нахилу i орбіти супутника 06053С (3)

Таблиця 1. Кількість нових некерованих геосинхронних об'єктів, що з'явилися на навколоземних орбітах в 2007—2009 рр. за даними каталогів ESA

Тип об'єкта	2007 р.	2008 р.	2009 р.
Всього нових некерованих об'єктів на GEO	13	16	24
З них задовольняють рекомендаціям IADC про захищену зону	11	6	11
Кількість об'єктів, що близькі до захищеної зони	—	1	1
Кількість нових НГО, що не задовольняють рекомендаціям IADC	2	9	12

Таблиця 2. Найнебезпечніші геосинхронні об'єкти, які з'явилися в 2007—2009 рр.

Номер п/п	Номер COSPAR і назва об'єкта	Країна і рік переходу на некеровану орбіту	$r_{\text{пер}} - r_{\text{GEO}}$, км
1	92043A Gorizont 26	Росія, 2007	160, 420
2	00002A Galaxy 10R	США, 2008	170, 190
3	08022B Zenith-3SLB	Росія, 2008	—800, +3600
4	93069A Gorizont 28	Росія, 2009	40, 310
5	96063B Measat 2	Малайзія, 2009	85, 112
6	99009A Arabsat 3A	Сауд. Аравія, 2009	—6, +63
7	00020A Galaxy IVR	США, 2009	111, 136
8	00014A Ekran 21	Росія, 2009	65, 322
9	07003A Beidou 4	Китай, 2009	51, 585

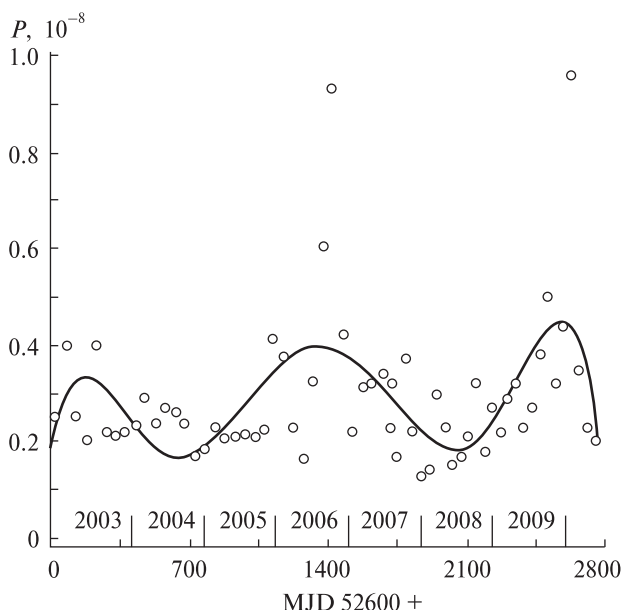


Рис. 2. Зміна ймовірності зіткнення за добу на GEO протягом 2003—2010 рр.

Через те що розрахунки проводилися у системі ϕ, λ, r , де ϕ і λ — географічні координати підсупутникової точки, а r — геоцентрична відстань до НГО, то достатньо було брати $\Delta t = 0.01$ доби. При виявленні небезпечного наближення визначалася мінімальна відстань між супутниками при їхньому зближенні.

Ймовірність зіткнення P_3 обчислювалася як інтеграл з функції густини:

$$P_3 = \int_0^{r_0} p(r) dr, \quad (1)$$

де r_0 — відстань між центрами супутників, що зближуються. Вважалося, що супутники торкнулися один одного, якщо відстань становить $r_0 = 8$ м. Ця відстань близька до середнього діаметра каталожних геосинхронних об'єктів.

Густина розподілу $p(r)$ в (1) визначалася за принципом найменших квадратів як поліном 3-го порядку

$$p(r) = a_1 \cdot r + a_2 \cdot r^2 + a_3 \cdot r^3$$

за значеннями частоти p_i небезпечних зближень, приведеної до одиничного відрізка $\Delta r_0 = 1$ м відстані r між супутниками:

$$p_i = \frac{m}{n \cdot \Delta r},$$

де крок $\Delta r = 5$ м. При обчисленні інтегралу (1) достатньо обмежитися членом 1-го порядку. Отримаємо $P_3 = a_1 \cdot r_0^2/2$, де $r_0 = 8$ м. Розрахунки показують, що ця ймовірність близька до значення $P_3 = 3.0 \cdot 10^{-9}$. За цією величиною проводилися обчислення ризику зіткнення об'єктів на геостационарній орбіті в роботах [1, 2, 4, 6, 11].

За знайденими ймовірностями зіткнення за добу P на GEO в інтервалі 3 років побудовано пряму регресії (крива 2 на рис. 1) зміни ймовірності P :

$$P(t) = (0.000246 \cdot t + 0.153) \cdot 10^{-8}, \quad (2)$$

коефіцієнт кореляції $\rho = 0.45$. Час t у виразі (2) вимірюється в добах з початком відліку 1 липня 2007 р. Очевидно, коефіцієнт прямої (2) $k = 0.000246 \cdot 10^{-8}$ — це середня зміна за добу ймовірності зіткнення на GEO. З виразу (2) випливає, що в останні три роки ймовірність зіткнення на GEO в середньому щорічно збільшувалася на $0.09 \cdot 10^{-8}$. Протягом попереднього 5-річного інтервалу (2002—2007 рр.) ця ймовірність збільшувалася значно повільніше — на $0.03 \cdot 10^{-8}$ щорічно [1, 4]. Проте середня ймовірність у цих двох часових інтервалах практично не змінилася і складає $0.3 \cdot 10^{-8}$. Це пояснюється тим, що ймовірність зіткнення на GEO змінюється нерівномірно: вона більша в ті роки, коли стається багато невдалих спроб відправити відпрацьовані супутники за межі захищеної зони.

На рис. 2 наведено ймовірності зіткнення за добу на GEO протягом 2003—2010 рр., де було використано значення ймовірності з рис. 1 і ймовірності зіткнення в 2003—2007 рр. за даними [1]. Середня ймовірність зіткнення за добу за ці 8.5 років змінилася мало і складає $P_{\text{ср}} = (0.29 \pm 0.15) \cdot 10^{-8}$. Відповідно, лінія регресії $P = k \times (\text{MJD} - 52600) + b$ має коефіцієнт $k = 0.000032 \times 10^{-8}$, звідки отримуємо, що за 8 років ймовірність збільшилася на $0.09 \cdot 10^{-8}$.

Крива на рис. 2 — це поліном 6-го степеня, побудований за принципом найменших квадратів. Такий поліном може мати до п'яти екстремумів. Два більші максимуми припадають на 2006 р., коли з'явився дуже небезпечний дрейфуючий супутник 97016A («Тайсон 3»), і на 2009—2010 рр. після ряду невдалих відправлень відпрацьованих

ГС за межі захищеної зони GEO. Зокрема, 10 % всіх небезпечних наближень на період липень 2009 — червень 2010 рр. припадає на НГО 08022В (табл. 2), в якого перигей і апогей знаходяться по різні боки GEO. У нього великий дрейф ($\dot{\lambda} = -17^\circ/\text{добу}$), і на початку переходу на орбіту дрейфу нахил орбіти був близький до нуля.

Але найнебезпечнішим в 2009—2010 рр. виявився об'єкт 06053С, який наближався на небезпечну відстань (до 100 км) в 2007—2010 рр. до активних ГС 129 разів, що складає 26 % всіх небезпечних наближень до діючих ГС за три роки. Цей ракетний двигун від китайського активного супутника 06053А FengYun 2D, запущеного на довготу 86.5° , з'явився на орбіті дрейфу у 2006 р. [7]. Він зміщується з дрейфом $\dot{\lambda} = -3.3^\circ/\text{добу}$. Перигей і апогей знаходилися відповідно на 184 км нижче і на 700 км вище за GEO. Небезпечка полягала в тому, що малий нахил орбіти зменшувався (рис. 1, крива 3) і в кінці жовтня 2009 р. відбувся його перехід через нульове значення. Спостерігалася ситуація, яку чекали лише з 2014 р. [3], коли орбіти перших НГО почнуть повертатися у площину екватора.

Середня на 40-денному проміжку ймовірність зіткнення у січні—лютому 2010 р. зросла приблизно у три рази, до $1 \cdot 10^{-8}$ (рис. 1, точка *b* і рис. 2). Цей максимум ймовірності більшою мірою зумовлений проходженням через нульовий нахил орбіти об'єкта 06053С, ніж невдалими спробами вивести у безпечну зону відпрацьовані об'єкти у 2009 р.

На рис. 3 наведено мінімальні відстані r НГО до активних супутників при небезпечних наближеннях на інтервалі травень 2009 — червень 2010. Кружечки — наближення геосинхронного об'єкта 08022В. Послідовність небезпечних наближень об'єкта 06053С до активних ГС на рис. 3 відображена у вигляді довгого піка, направленного вниз, з вершиною на 262-й день від початку відліку (9 травня 2009 р.). Вхідження об'єкта 06053С на відстань до 100 км від GEO відбувалося щоденно протягом 26 діб, з 22 січня по 16 лютого 2010 р. Найнебезпечнішими були 8—9 лютого 2010 р. — вершина піка на рис. 3.

На рис. 4 наведено розподіл за географічною довготою небезпечних наближень на відстань r

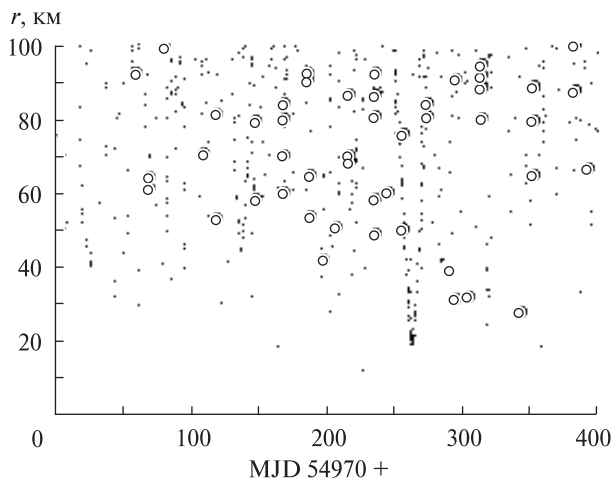


Рис. 3. Мінімальні відстані при небезпечних наближеннях НГО до активних супутників в інтервалі з травня 2009 по червень 2010. Кружки — небезпечні наближення НГО 08022В

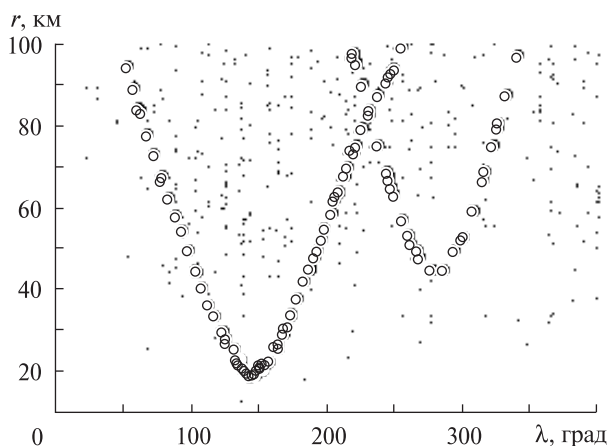


Рис. 4. Розподіл по географічній довготі підсупутникової точки в інтервалі $(200...360^\circ)$ небезпечних наближень НГО до активних супутників протягом липня 2007 р. — червня 2010 р.

НГО до активних супутників в інтервалі трьох років — з липня 2007 по червень 2010 рр. Показано лише інтервал довгот з 200 по 360° . Небезпечні наближення супутника 06053С до активних супутників позначені кружечками. Вони, зокрема, утворюють дві V-подібні фігури: більша — в області довгот $(220^\circ; 303^\circ)$, проходження через небезпечну зону відбувалося у 2010 р. з 22 січня по 16 лютого; менша — на довготах $(287^\circ;$

334°), проходження в 2009 р. — з 25 вересня по 9 жовтня.

Вершинам на рис. 4 відповідають на рис. 1 максимумами *b* і *a* змін ймовірності зіткнення *P*. Мінімальний нахил *i* не обов'язково збігається по часу з максимальною ймовірністю зіткнення (рис. 1). Більше того, мінімальний нахил може створювати два максимума ймовірності.

У супутника 08022В не могло утворитися окремого максимуму на рис. 1, бо його небезпечні наближення до активних супутників (кружки на рис. 3) розподілені досить рівномірно по часу. Він міг лише підсилити два максимуми на рис. 1, зумовлені НГО 06053С.

Проходження через небезпечну зону НГО 06053С відбувалися також у серпні і жовтні 2007 р., але тоді кількість небезпечних наближень була значно меншою, а відстань *r* між супутниками — більшою.

ПОРІВНЯННЯ ОРБИТИ ОБ'ЄКТА FENGYUN 2D В КАТАЛОГАХ ESA ЗА 2007–2009 рр.

Приведені вище міркування щодо об'єкта 06053С і ризику його зіткнення на GEO виконуються при умові достовірності його елементів орбіт в каталогах ESA. Сумніви викликані зауваженнями, що приводяться в кожному випуску каталогу ESA, про обмежену точність орбіт в цих каталогах та дані раніше проведених досліджень [1, 4, 5] точності каталогів ESA на 2003, 2004, 2005, 2006 рр.

Оцінювання точності орбіти об'єкта в каталогах ESA [8–10] проводилося шляхом порівняння координат даного супутника протягом року, знайдених на основі елементів орбіт двох каталогів. Об'єкт 06053С в каталогах [8–10] має номери 198, 208 і 222 на кінець 2007, 2008 і 2009 рр. відповідно. Були обчислені географічні довготи λ і широти ϕ підсупутникових точок на моменти часу $UT = 0^h$ з певним кроком Δt протягом 2008 р. за елементами орбіт з цих трьох каталогів. Криві зміни ϕ і λ протягом 2008 р. за всіма трьома випусками каталогу ESA майже збігаються. При обчисленні нев'язок $\Delta\lambda$ і $\Delta\phi$ спочатку шляхом інтерполяції кожену пару значень (для двох випусків каталогу) приводили до однакового моменту часу. Були обчислені середні за 2008 р.

нев'язки $\Delta\lambda_{10,11}$ і $\Delta\phi_{10,11}$ отриманих координат за випусками 10 і 11 каталогу ESA та, відповідно, нев'язки $\Delta\lambda_{11,12}$ і $\Delta\phi_{11,12}$ — за випусками 11 і 12 каталогу ESA:

$$\Delta\lambda_{10,11} = 1.91^\circ \pm 1.19^\circ, \Delta\phi_{10,11} = 0.02^\circ \pm 0.02^\circ;$$

$$\Delta\lambda_{11,12} = 5.95^\circ \pm 2.23^\circ, \Delta\phi_{11,12} = 0.06^\circ \pm 0.04^\circ.$$

З отриманих результатів випливає, що елементи орбіти супутника 06053С в 10-му і 11-му випусках каталогу ESA є досить точними. Трохи менша точність у 12-му випуску каталогу. Велике значення $\Delta\lambda_{11,12}$ може бути частково зумовлене похибкою інтерполяції. Точність орбіти супутника 06053С в каталогах ESA є достатньою для статистичних досліджень.

ВИСНОВОК

Середня ймовірність зіткнення на геостационарній орбіті протягом останніх восьми років змінювалася мало, але на деяких інтервалах часу вона збільшувалася у три-чотири рази через окремі об'єкти, які не вдалося вивести за межі захищеної зони GEO. Збільшення ймовірності може відбуватися через декілька років після невдалого виведення об'єкта на геостационарну орбіту — в результаті переходу його орбіти у площину екватора. Нові НГО, які проходять через захищену зону GEO і мають малий нахил орбіти, який зменшується, є найнебезпечнішими.

1. Єнішев В. П., Мотрунич І. І., Клімук В. У. и др. Исследование причин роста вероятности столкновения на геостационарной орбите // Околосемная астрономия — 2007. — Нальчик, Россия: НАНУ, ИА РАН, 2008. — С. 321–326.
2. Єнішев В. П., Мотрунич І. І., Клімук В. У. Ризик зіткнення штучних космічних об'єктів на геосинхронних орбітах // Космічна наука і технологія. — 2004. — 10, № 5/6. — С. 159–163.
3. Єнішев В. П., Мотрунич І. І., Клімук В. У. Повернення орбіт геосинхронних об'єктів у площину екватора і ризик зіткнення на геостационарній орбіті // Космічна наука і технологія. — 2007. — 13, № 1. — С. 49–53.
4. Єнішев В. П., Мотрунич І. І., Клімук В. У., Мацо Г. М. Точність орбіт некерованих супутників в каталогах геосинхронних об'єктів ESA // Наук. вісник Ужгород. ун-ту. Фізика. — 2008. — Вип. 23. — С. 172–177.

5. Кудак В. І., Єнішев В. П., Клімук В. У. Вплив засміченості зони геосинхронних орбіт на функціонування активних супутників. // Вторая междунар. науч.-практич. конф. «Университетские микропутники — перспективы и реальность»: Сб. матер. конф., Евпатория, 26—30 июня 2007 г. — Днепропетровск, 2007. — С. 16—21.
6. Мотрунич І. І., Клімук В. У., Кудак К. А., Мацо Г. М. Ризик зіткнення космічних об'єктів на геосинхронних орбітах // Наук. вісник Ужгород. ун-ту. Фізика. — 2005. — Вип. 18. — С. 25—31. — http://www.nbu.gov.ua/Portal/natural/Nvunu/Fiz/2005_18/Motr.pdf
7. Arregui J. P., Jehn R. Classification of geosynchronous objects. — Darmstadt: ESA ESOC, 2007. — N 9. — 119 p.
8. Choc R., Jehn R. Classification of geosynchronous objects. — Darmstadt: ESA ESOC, 2008. — N 10. — 120 p.
9. Choc R., Jehn R. Classification of geosynchronous objects. — Darmstadt: ESA ESOC, 2009. — N 11. — 122 p.
10. Choc R., Jehn R. Classification of geosynchronous objects. — Darmstadt: ESA ESOC, 2010. — N 12. — 127 p. — <http://www.lfvn.astronomer.ru/files/COGO-issue12.pdf>
11. Klimik V., Kizyun L. Hazard of collisions in geostationary ring. // Кинематика и физика небес. тел. Приложение. — 2005. — № 5. — С. 393—397.

Надійшла до редакції 28.10.10

V. P. Yepishev, I. I. Motrunych,
V. U. Klimyk, V. I. Kudak, G. M. Matso

IMPURITY CONDITION OF THE PROTECTED AREA OF GEOSTATIONARY ORBIT OVER THE LAST THREE YEARS

We analyse IADC recommendations concerning the protected area of the geostationary orbit from 2007 to 2009. The change in the risk of collision in the geostationary orbit during this time interval is calculated and compared with the risk of collision over the previous five years. A drifting object is detected, the orbit inclination of which passed through zero at the beginning of 2010. The influence of this phenomenon on the risk of collision with controlled satellites is investigated.

УДК 629.7.054

В. В. Карачун, В. Н. Мельник

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

ПРОНИКАЮЩЕЕ АКУСТИЧЕСКОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ КАК ФАКТОР ПЕРЕХОДА ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННЫХ ПЛАТФОРМ В ИМПЕДАНСНЫЕ. СМЕШАННАЯ КРАЕВАЯ ЗАДАЧА

Наводяться результати аналізу природи впливу акустичного випромінювання, що проникає під головний аеродинамічний обтікач РН і пояснюється механізм появи додаткових похибок чутливих інерціальних елементів гіростабілізованих платформ внаслідок дифракційних ефектів.

ВСТУПЛЕНИЕ

Длительная история творческого поиска в создании приборов и систем инерциальной навигации позволила унифицировать и поднять на более высокую ступень совершенства изначально присущие этим средствам навигации автономность, помехозащищенность и надежность. Это совершенство было достигнуто не только поисками и техническими решениями собственно носителей кинетического момента, но и отработкой комплексированных систем. Создание подвесов гироскопа на новых физических принципах позволило неизмеримо повысить точность и надежность пилотажного и навигационного обеспечения [1, 8, 10].

Получившие развитие в последнее время системы спутниковой навигации — американская GPS, российская ГЛОНАСС, европейская GALILEO — пока что не могут превзойти по своим качествам инерциальные навигаторы. Основным недостатком глобальных спутниковых систем, до конца не устраненный, — недостаточная помехозащищенность, состоящая в опасности частичного кодирования, глушения или изменения

сигналов в определенном квадрате территории. Таким образом, несанкционированный вход в систему создает опасность со стороны террористических организаций, особенно в местах военных конфликтов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В системах управления ракетами-носителями широкое использование нашли двухступенные поплавковые гироскопы (ДУС), гиростабилизированные платформы (ГСП), гироскопические интеграторы линейных ускорений ракет, свободные гироскопы, гироскопические вертикали и др. Часть из них имеет двойное назначение — навигационное и пилотажное [7].

Следует заметить, что наличие достоверной навигационной информации на борту наземных боевых машин позволяет с успехом решать задачи маршевой навигации, а также топографической привязки, существенно повышать эффективность согласованных действий боевых единиц разнообразного функционального назначения — танки, зенитно-минометные установки, артиллерия и т. п. В этом контексте тяжело переоценить значение внешнего целеуказания, маневра огнем и движением (вдоль линии фронта и вглубь) на базе автономных на-

навигационных комплексов. На будущее наиболее перспективными следует признать комплексированные системы навигации в виде сочетания точных инерциальных и спутниковых систем.

Навигационной информации, без сомнения, должны быть присущи непрерывность, точность, полнота данных, помехозащищенность, инвариантность к климатическим условиям, суточным изменениям.

Установлено, что на точность навигационных систем в той или иной мере оказывают влияние внешние факторы. К ним относятся качка фюзеляжа РН, поступательная и угловая вибрации, проникающее акустическое излучение, тепловой факел и др. В своей совокупности погрешности системы инерциальной навигации ухудшают тактико-технические характеристики объектов в целом. При выводе КА на заданную орбиту они могут привести даже к существенному сокращению времени его жизни или к возникновению нештатных ситуаций.

Как оказалось, наименее изученным возмущающим фактором является акустическое излучение высокой интенсивности. Вместе с тем тенденция увеличения мощности двигателей летательных аппаратов неизбежно приводит к увеличению и производимого ими шума, который достигает 180 дБ и выше вблизи реактивной струи. Такие уровни звукового давления имеют место, например, при старте РН из шахт [9].

Натурные испытания дают основание утверждать, что именно во время старта инжектируется наиболее высокий уровень акустического излучения. Часть его поступает внутрь фюзеляжа и под головной аэродинамический обтекатель (ГАО), где достигает 140—150 дБ. Размещенная здесь бортовая аппаратура подвергается таким образом этому воздействию.

Но этот источник не единственный. Внешняя часть пограничных слоев, перемещающихся относительно корпуса ракеты со сверхзвуковой скоростью, способствует появлению турбулентности, служащей причиной возникновения остронаправленных и сферических волн Маха, которые, взаимодействуя с фюзеляжем, порождают новый источник шума. Эти волны наиболее опасны, так как могут быть достаточно интенсивными.

Наконец, при старте ракет мобильного базирования звуковое поле приобретает исключительно сложную структуру вследствие генерации не только прямого излучения, но и отраженного акустического поля, обусловленного реверберационными эффектами.

Резюмируя, отметим, что в настоящем имеют место достаточно убедительные натурные подтверждения главной причины шума ракет-носителей в виде излучения со стороны квадрупольей, которые перемещаются со сверхзвуковой скоростью. Установлено также, что около 0.8 % механической мощности двигателей современных носителей расходуется в виде звуковой энергии [5].

Изучение влияния акустических воздействий на элементы конструкции летательных аппаратов имеет достаточно продолжительную историю развития. Научная литература изобилует аналитическими исследованиями, а также экспериментальным материалом по турбовинтовой авиации, дозвуковым и сверхзвуковым ракетам-носителям. Вместе с тем вне поля зрения разработчиков и проектантов до последнего времени оставались вопросы упругого взаимодействия бортовой аппаратуры, в частности, навигационно-пилотажного назначения, с проникающим излучением в плане оценки степени риска недопустимого ухудшения паспортных характеристик инерциальных систем в натурных условиях. Объяснение этому факту лежит на поверхности. Нормативные требования и паспорта на изделия авиационной промышленности исходят из предельного уровня звуковых нагрузок в 130 дБ. Вместе с тем развитие ракетно-космической техники, стратегической бомбардировочной авиации (СБА), тактической и палубной авиации (ТПА), а также решение задач ближнего космоса предопределило рост мощности двигательных установок носителей и разнообразие технических решений мобильных стартовых площадок. Эти два фактора привели к неизбежному повышению уровня инжектируемой акустической энергии в окружающее пространство. Таким образом, проникающее в подобтекательное пространство (ПП) звуковое воздействие достигло, а затем превысило 140—150 дБ, и механические системы приборов перешли в разряд импедан-

сных структур, когда происходит неизбежная «раскачка» подвеса гироскопа с проявлением особенностей резонансного типа и последующей потерей одной степени свободы [2, 3, 6].

Решение задач ближнего космоса, а также планируемые на ближайшее время полеты к планетам Солнечной системы ставят перед специалистами ракетно-космической отрасли, помимо прочего, задачи создания высокоточных и надежных командно-измерительных комплексов ракет-носителей. В первую очередь это относится к приборам и системам инерциальной навигации.

Как оказалось, в натурных условиях пилотажно-навигационное оборудование, размещенное в подобтекательном пространстве головного аэродинамического обтекателя РН, испытывает силовое влияние со стороны проникающего акустического излучения высокой интенсивности, которое приводит к упруго-напряженному состоянию подвеса гироскопа и ошибочно воспринимается приборами как входной сигнал [5].

Изучение закономерностей природы этого явления представляет собой сложную инженерно-техническую проблему и определяет круг прикладных задач анализа и синтеза навигационных систем, удовлетворяющих современным требованиям.

Являясь одним из ведущих государств с развитой ракетно-космической индустрией, Украина исключительно заинтересована в создании сверхнадежных конкурентоспособных носителей различного класса, в том числе и оборонного назначения, что определяет актуальность изучаемой проблемы.

Обоснованием необходимости и целесообразности проводимых исследований может служить факт отсутствия в настоящее время комплексного подхода к изучению и аналитическому описанию динамических свойств приборов и систем инерциальной навигации многофазной структуры, подверженных дифракционным эффектам со стороны проникающего акустического излучения высокой интенсивности в режиме эксплуатационного использования летательных аппаратов [2–4, 6].

ДИФРАКЦИЯ ЗВУКОВЫХ ВОЛН НА ПОДВЕСЕ ГИРОСКОПА. ТРЕХМЕРНАЯ ЗАДАЧА

Проанализируем влияние всех трех составляющих углового движения летательного аппарата последовательно.

А. Продольные упругие перемещения $U_z(t, z, \varphi)$ поверхности поплавка

1. Угловая скорость ω_x (рис. 1, а). Выделив на оболочечной части подвеса элементарный участок массы dm , после несложных преобразований устанавливаем величину и направление момента сил инерции Кориолиса:

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= -\frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos \varphi d\varphi = \\ &= -\frac{4}{R} \pi \omega_x I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z. \end{aligned} \quad (1)$$

Момент $(M_z)_1$ приведет к появлению угловой скорости

$$\vec{\omega}_1^a \times \vec{H} = (\vec{M}_z)_1,$$

причем гироскопический момент M_{r1} и момент $(M_z)_1$ связаны зависимостью $\vec{M}_{r1} = -(\vec{M}_z)_1$. Тогда *ложная* угловая скорость ω_1^a определяется формулой

$$\omega_1^a = \frac{M_{r1}}{H} = \frac{4\pi \omega_x I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{HR}. \quad (2)$$

2. Угловая скорость ω_y (рис. 1, б). Ход рассуждений построим аналогично предыдущему. Таким образом, сложное движение импедансной поверхности подвеса в акустическом поле служит причиной возникновения ускорения Кориолиса и пары сил инерции Кориолиса с моментом

$$dM_{z2} = -2R \sin \varphi 2\omega_y \dot{U}_z(t, z, \varphi) dm.$$

Проинтегрировав по всей массе, имеем:

$$\begin{aligned} (M_z)_2 &= -\frac{4}{R} \omega_y \dot{U}_z(t, z, \varphi) \sin \varphi \int_M R^2 dm = \\ &= -\frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_z(t, z, \varphi) \sin \varphi. \end{aligned}$$

Остается установить интегральную оценку по всей поверхности подвеса:

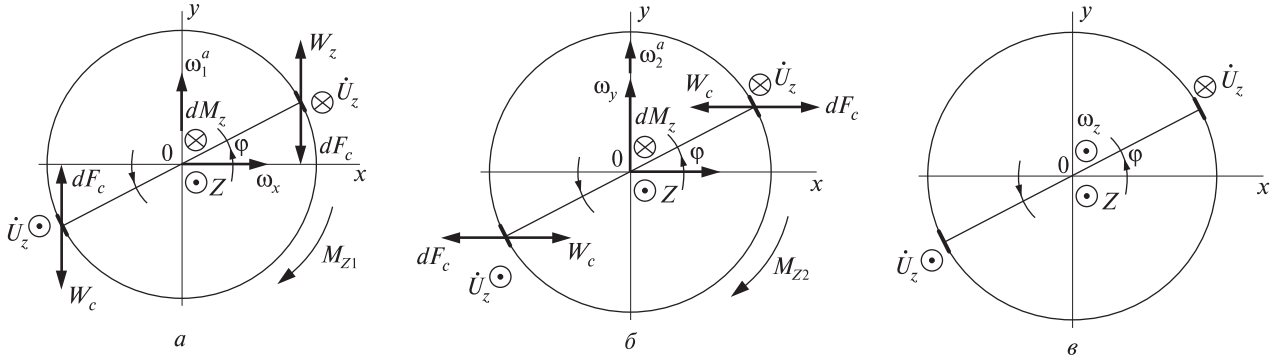


Рис. 1. Кинематическое возмущение импедансного подвеса: а — ω_x , б — ω_y , в — ω_z

$$\begin{aligned} (M_z)_2 &= -\frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin \varphi d\varphi = \\ &= -\frac{4}{R} \pi \omega_y I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z. \end{aligned} \quad (3)$$

Момент $(M_z)_2$ приведет к появлению угловой скорости, вследствие чего возникает гироскопический момент $\vec{M}_{g2} = -(\vec{M}_z)_2$, который уравновесит момент $(M_z)_2$. Итак,

$$\omega_2^a = \frac{4\pi \omega_y I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{HR}. \quad (4)$$

3. Угловая скорость ω_z (рис. 1, в). Механизм изучаемого явления для этого случая объясняется схемой векторов на рисунке, из чего следует, что векторы $\vec{\omega}_z$ и $\vec{U}_z$ параллельны, и ускорение Кориолиса не возникает. Поэтому не порождаются и возмущающие факторы.

Резюмируя, можно утверждать, что упругие перемещения импедансной поверхности подвижной части подвеса поплавкового гироскопа вдоль его протяженности при наличии углового движения корпуса летательного аппарата порождают возмущающие моменты, действующие вдоль оси подвеса:

$$\begin{aligned} M_{z1} + M_{z2} &= \\ &= \frac{4\pi}{R} I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t \left[\omega_x a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z + \right. \\ &\quad \left. + \omega_y a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \right]. \end{aligned} \quad (5)$$

Это служит причиной появления *ложной* угловой скорости $\omega_1^a + \omega_2^a$, на которую реагирует прибор.

По вполне понятным причинам влияние оказывают только две составляющие кинематического возмущения: ω_x и ω_y .

Б. Окружные упругие перемещения

$U_\phi(t, z, \varphi)$ поверхности поплавок

1. Угловая скорость ω_x (рис. 2, а). Наличие двух движений элементов поверхности подвеса — относительного и переносного с угловой скоростью ω_x — создает предпосылки для появления ускорения Кориолиса, которое способствует возникновению сил инерции dF с моментом

$$M_{\phi 1} = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{U}_\phi(t, z, \varphi) \cos \varphi.$$

Разложив вектор момента по осям x и y , проанализируем природу влияния изучаемых факторов:

$$M_1 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{U}_\phi(t, z, \varphi) \cos^2 \varphi;$$

$$M_2 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{U}_\phi(t, z, \varphi) \cos \varphi \sin \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу параллели φ :

$$\begin{aligned} M_1 &= \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos^2 \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z; \end{aligned} \quad (6)$$

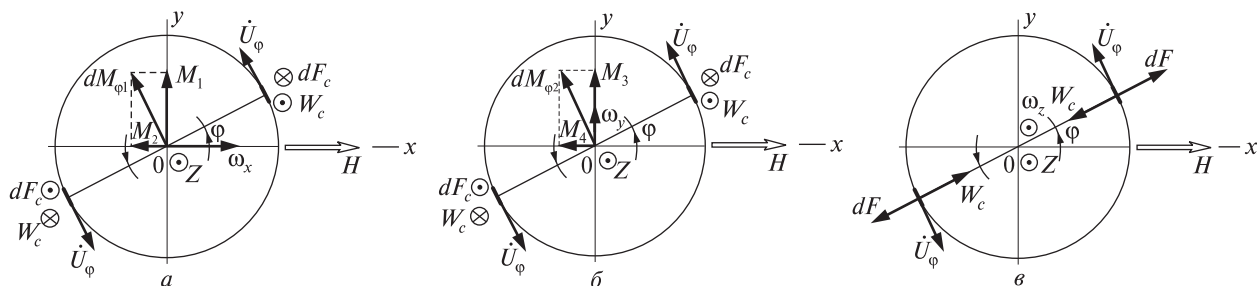


Рис. 2. Кинематическое возмущение: а – ω_x , б – ω_y , в – ω_z

$$M_2 = \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos \varphi \sin \varphi d\varphi =$$

$$= \frac{8}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z. \quad (7)$$

Момент M_1 вызывает прецессию относительно оси подвеса с угловой скоростью $(\omega_\varphi^a)_1$ –

$$(\vec{\omega}_\varphi^a)_1 \times \vec{H} = \vec{M}_1;$$

$$(\omega_\varphi^a)_1 = \frac{M_1}{H \sin(\omega_\varphi^a, \vec{H})} = \frac{M_1}{H} =$$

$$= \frac{8 \omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z}{3HR}. \quad (8)$$

Момент M_2 направлен по одной прямой с вектором кинетического момента H , и потому не оказывает влияния на гироскоп.

2. Угловая скорость ω_y (рис. 2, б). Сложное движение оболочечной поверхности подвеса служит появлению ускорения Кориолиса и, соответственно, пары сил инерции

$$dF = 2\omega_y \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi dm$$

с моментом

$$M_{\varphi 2} = 2R2\omega_y \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi dm =$$

$$= \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi$$

и составляющими

$$M_3 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi \cos \varphi;$$

$$M_4 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin^2 \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу φ :

$$M_3 = \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin \varphi \cos \varphi d\varphi =$$

$$= \frac{8}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z; \quad (9)$$

$$M_4 = \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin^2 \varphi d\varphi =$$

$$= \frac{16}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z. \quad (10)$$

Как следует из рис. 2, б, момент M_3 вызовет прецессию оси с угловой скоростью $(\omega_\varphi^a)_2$:

$$(\vec{\omega}_\varphi^a)_2 \times \vec{H} = \vec{M}_3;$$

$$(\omega_\varphi^a)_2 = \frac{M_3}{H \sin(\omega_\varphi^a, \vec{H})} = \frac{M_3}{H} =$$

$$= \frac{8 \omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (11)$$

Момент M_4 направлен по одной прямой с вектором кинетического момента H , и потому влияния на гироскоп не окажет.

3. Угловая скорость ω_z (рис. 2, в). Как следует из векторной схемы, силы инерции Кориолиса направлены по радиусу плоскости шпангоута и возмущающего момента не создают. Это значит, что в данном контексте составляющая качки фюзеляжа ω_z не принимает участия в формировании погрешностей гироскопа. Точнее, она не проявляет себя с упругими перемещениями $U_\varphi(t, z, \varphi)$ оболочечной части поплавка.

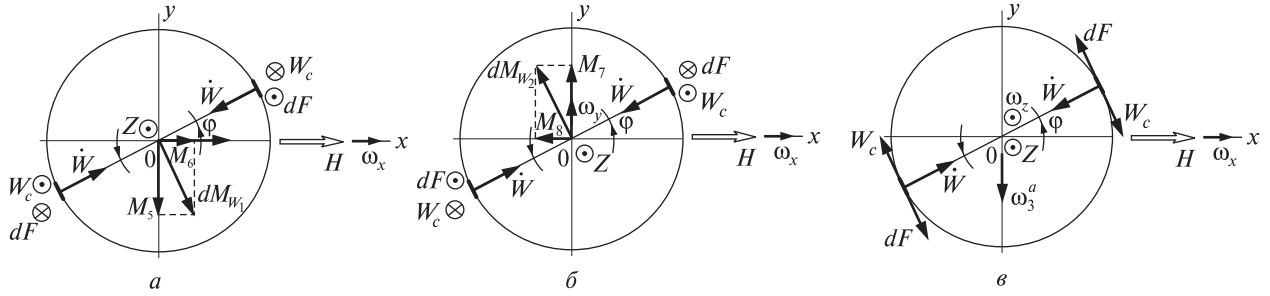


Рис. 3. Кинематическое возмущение: а — ω_x , б — ω_y , в — ω_z

В. Радиальные упругие перемещения $W(t, z, \varphi)$ поверхности поплавка

1. Угловая скорость ω_x (рис. 3, а). Сложное движение поверхности поплавкового подвеса приводит в этом случае к появлению сил инерции Кориолиса в виде пары с моментом

$$M_{w1} = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \sin \varphi$$

и составляющими M_5 и M_6 :

$$M_5 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \sin \varphi \cos \varphi;$$

$$M_6 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \sin^2 \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу φ :

$$\begin{aligned} M_5 &= \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin \varphi \cos \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z; \quad (12) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_6 &= \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin^2 \varphi d\varphi = \\ &= \frac{16}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin z. \quad (13) \end{aligned}$$

Момент M_5 вызовет поворот подвеса вокруг выходной оси с угловой скоростью $(\omega_w^a)_1$:

$$(\ddot{\omega}_w^a)_1 \times \vec{H} = \vec{M}_5;$$

$$(\omega_w^a)_1 = -\frac{8 \omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (14)$$

Что касается момента M_6 , то он направлен по одной прямой с вектором кинетического момента H и, вполне понятно, не оказывает вредного влияния на гироскоп.

2. Угловая скорость ω_y (рис. 3, б). Составляющая углового движения летательного аппарата ω_y служит появлению сил инерции Кориолиса и порождает пару сил инерции Кориолиса с моментом

$$dM_{w2} = 2\omega_y \dot{W}(t, z, \varphi) 2R \cos \varphi dm.$$

Его составляющие определяются выражениями

$$M_7 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \cos^2 \varphi;$$

$$M_8 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \cos \varphi \sin \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу φ

$$\begin{aligned} M_7 &= \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos^2 \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin z; \quad (15) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_8 &= \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos \varphi \sin \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z. \quad (16) \end{aligned}$$

Момент M_7 вызовет поворот подвижной части вокруг выходной оси с угловой скоростью $(\omega_w^a)_2$:

$$(\ddot{\omega}_w^a)_2 \times \vec{H} = \vec{M}_7;$$

$$(\omega_w^a)_2 = \frac{M_7}{H} = \frac{8\omega_y I_z i\omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (17)$$

Момент M_8 , очевидно, не вызывает прецессии.

3. Угловая скорость ω_z (рис. 3, в). Угловая скорость ω_z приводит к появлению ускорения Кориолиса и пары сил инерции Кориолиса с моментом

$$dM_{w3} = 2\omega_z \dot{W}(t, z, \varphi) dm 2R,$$

направленным вдоль оси z . Полная его величина определяется выражением

$$\begin{aligned} (M_z)_3 &= M_{w3} = \\ &= \frac{4}{R} \int_M \omega_z \dot{W}(t, z, \varphi) R^2 dm = \frac{4}{R} \omega_z I_z \dot{W}(t, z, \varphi) = \\ &= \frac{4}{R} \omega_z I_z i\omega_1 \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \sin \varphi \sin z \right]. \end{aligned}$$

Остается проинтегрировать это выражение по углу φ :

$$\begin{aligned} (M_z)_3 &= \frac{4}{R} \omega_z I_z i\omega_1 \times \\ &\times \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] d\varphi = \\ &= \frac{8}{R} \omega_z I_z i\omega_1 c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z. \end{aligned}$$

Таким образом, угловая скорость ω_z в совокупности с упругими перемещениями поверхности поплавка в плоскости шпангоута порождает возмущающий момент $(M_z)_3$, действующий по оси z .

Момент $(M_z)_3$ приведет к появлению угловой скорости $\vec{\omega}_3^a \times \vec{H} = (\vec{M}_z)_3$. Угловая скорость ω_3^a послужит проявлению гироскопического момента

$$\vec{M}_{f3} = \vec{H} \times \vec{\omega}_3^a,$$

который уравновесит момент $(M_z)_3$.

Таким образом,

$$\omega_3^a = \frac{8\omega_z I_z i\omega_1 \exp i\omega_1 t c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{HR}. \quad (18)$$

Проведенный анализ явления позволяет сделать вполне определенные выводы о причинах

появления дополнительных погрешностей поплавкового гироскопа в акустических полях и установить степень влияния каждого из возмущающих факторов.

Очевидно, что наиболее восприимчивыми к угловому движению летательного аппарата являются упругие перемещения поверхности подвеса $W(t, z, \varphi)$ в плоскости шпангоута. Этот тезис имеет логическое обоснование и состоит в существенном (приблизительно на два порядка) превышении амплитуды упругих перемещений в этом направлении по сравнению с двумя другими. Упругие перемещения подвеса взаимодействуют со всеми тремя составляющими углового движения аппарата и служат причиной появления возмущающих факторов, действующих на выходной оси подвеса (рис. 4). Так, угловая скорость ω_x способствует возникновению углового ускорения $\dot{\omega}_{w1}^a$:

$$(\dot{\omega}_w^a)_1 = \frac{8\omega_x I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (19)$$

Угловая скорость ω_y служит причиной появления ускорения $(\dot{\omega}_w^a)_2$:

$$(\dot{\omega}_w^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (20)$$

Угловая скорость ω_z приводит к появлению момента-помехи $(M_z)_3$ на оси подвеса:

$$(M_z)_3 = \frac{4\pi}{R} \omega_z I_z i\omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z. \quad (21)$$

Упругие перемещения поверхности поплавка по двум другим направлениям — $U_z(t, z, \varphi)$ и $U_\varphi(t, z, \varphi)$ — взаимодействуют только с двумя составляющими угловой скорости фюзеляжа — ω_x и ω_y . При этом качка основания совместно с продольными перемещениями $U_z(t, z, \varphi)$ порождает только моменты-помехи $(M_z)_1$ и $(M_z)_2$:

$$(M_z)_1 = \frac{4\pi}{R} \omega_x I_z i\omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z, \quad (22)$$

$$(M_z)_2 = \frac{4\pi}{R} \omega_y I_z i\omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \sin z, \quad (23)$$

а совместно с окружными перемещениями поверхности $U_\varphi(t, z, \varphi)$ — только угловые ускорения $(\dot{\omega}_\varphi^a)_1$ и $(\dot{\omega}_\varphi^a)_2$ возмущенного движения подвеса:

$$(\dot{\omega}_{\phi}^a)_1 = \frac{-8\omega_x I_z \omega_1^2 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \sin z}{3HR}, \quad (24)$$

$$(\dot{\omega}_{\phi}^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (25)$$

Вполне понятно, что сформулированные выводы основываются на выбранной взаимной ориентации осей летательного аппарата и осей подвеса гироскопа. С ее изменением изменяется и содержание выводов. Но только по форме, а не по смысловому наполнению.

Как правило, дифференцирующие гироскопы komponуются в одном блоке — блоке демпфирующих гироскопов (БДГ) — и ориентируются своими осями чувствительности по трем осям фюзеляжа $Ox_1y_1z_1$. Таким образом, все сказанное будет отличаться только наименованиями угловых скоростей, но не смыслом.

Следует остановиться на анализе возможности появления постоянных составляющих в аналитическом представлении моментов-помех, вызванных дифракционными явлениями проникающего акустического излучения. Особенно актуальным этот вопрос представляется для поплавкового интегрирующего гироскопа, довольно часто используемого в качестве чувствительного элемента в трехосной гиростабилизированной платформе. Наличие постоянной составляющей возникающего момента-помехи приведет к систематическому уходу гироскопа относительно выходной оси, и следовательно, к систематическому дрейфу платформы относительно осей стабилизации.

Пусть, к примеру, углы рыскания $\phi(t)$, тангажа $\psi(t)$ и крена $\theta(t)$ изменяются во времени по закону

$$\begin{aligned} \phi(t) &= \phi_0 \sin \omega_k t; \\ \psi(t) &= \psi_0 \sin \omega_k t; \\ \theta(t) &= \theta_0 \sin \omega_k t, \end{aligned} \quad (26)$$

где ω_k — частота качки корпуса ракеты.

Возьмем в акустическом возмущении $\exp i\omega_1 t$ только действительную, косинусную, составляющую и будем записывать звуковое воздействие в виде

$$P = P_0 \cos \omega_1 t.$$

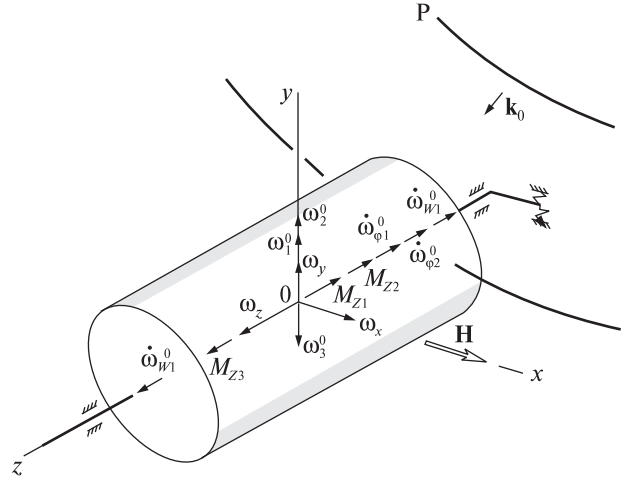


Рис. 4. Возмущающие факторы как результат дифракционных эффектов на импедансной поверхности подвеса гироскопа

Проанализируем величины моментов-помех. Примем угол β равным нулю, что соответствует отсутствию циркуляции. Тогда

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 (\omega_x \cos \omega_1 t) = \\ &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \times \\ &\times \cos \omega_1 t (\theta_0 \omega_k \cos \omega_k t - \phi_0 \omega_k \cos \omega_k t \sin \psi) = \\ &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \times \\ &\times (\theta_0 \omega_k \cos \omega_k t \cos \omega_1 t - \phi_0 \omega_k \sin \psi \cos \omega_k t \cos \omega_1 t). \end{aligned}$$

Если имеет место равенство угловой скорости ω_k корпуса летательного аппарата и частоты ω_1 упругих перемещений поверхности подвеса, т. е.

$$\omega_k = \omega_1 = \omega_c,$$

тогда слагаемые в круглых скобках дают квадраты косинуса частоты совпадения ω_c :

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \times \\ &\times \cos z (\theta_0 \omega_c \cos^2 \omega_c t - \phi_0 \omega_c \sin \psi \cos^2 \omega_c t). \end{aligned}$$

Второе слагаемое периодическое, а первое определяет постоянную составляющую:

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= \frac{2\pi}{R} I_z h \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c + \\ &+ \frac{2\pi}{R} I_z h \dot{\omega}_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c \cos 2\omega_c t. \end{aligned}$$

Таким образом, момент-помеха $(M_z)_1$ будет приводить к упруго-напряженному состоянию подвеса, воспринимаемому как постоянная входная величина

$$\omega_{10}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c$$

и периодическая составляющая двойной частоты

$$\omega_{1H}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c \cos 2\omega_c t.$$

То есть, происходит эффект избирательности частот качки и упругих перемещений поверхности поплавка.

Аналогичная картина для других моментов-помех. Например, при малых углах θ и ψ :

$$\omega_{20}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \psi_0 \omega_c;$$

$$\omega_{2H}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \psi_0 \omega_c \cos 2\omega_c t;$$

$$\omega_{30}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \varphi_0 \omega_c;$$

$$\omega_{3H}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \varphi_0 \omega_c \cos 2\omega_c t.$$

Рассуждая аналогично, можно прояснить возможность возникновения равноускоренного поворота подвижной части подвеса в акустическом поле.

Таким образом, перемещения поверхности поплавкового подвеса под действием проникающего акустического излучения на качающемся основании формируют упруго-напряженное состояние подвеса, воспринимаемое гироскопом как входная величина — угловая скорость относительно оси z (рис. 4):

$$\begin{aligned} \omega^a &= \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a = \\ &= \frac{4\pi I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t}{HR} \left[\omega_x a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z + \right. \\ &\left. + \omega_y a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z - 2\omega_z c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z \right]. \end{aligned} \quad (27)$$

Ложная угловая скорость ω^a может содержать как периодические составляющие, так и систематическую составляющую. Первая представляется целым спектром разностных и суммарных частот, вторая — одним слагаемым. Но именно это слагаемое представляет наибольшую опасность.

Угловые скорости ω_1^a и ω_2^a порождаются упругими перемещениями $U_z(t, z, \varphi)$ поплавка вдоль его протяженности, а составляющая ω_3^a — упругими перемещениями в плоскости шпангоута $W(t, z, \varphi)$.

Ложное угловое ускорение ε^a относительно выходной оси состоит из следующих величин:

$$\begin{aligned} \varepsilon^a &= \dot{\omega}_{W1}^a - \dot{\omega}_{W2}^a - \dot{\omega}_{\varphi1}^a - \dot{\omega}_{\varphi2}^a = \\ &= \frac{8I_z \omega_1^2 \exp i \omega_1 t}{3HR} \left[\omega_x c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z - \right. \\ &\left. - \omega_y c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z - \omega_x b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z - \right. \\ &\left. - \omega_y b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \right]. \end{aligned} \quad (28)$$

Как видно, его проявлению способствуют упругие перемещения поверхности поплавка только в радиальном и окружном направлениях. Упругие перемещения вдоль протяженности подвижной части не оказывают своего влияния.

Что касается углового движения корпуса летательного аппарата, то в формуле (28) остаются только две составляющие: ω_x и ω_y . Составляющая ω_z не оказывает влияния на появление *ложного* углового ускорения.

В то же время на появление *ложной* угловой скорости ω^a влияют все три составляющие качки аппарата.

Циклическое нагружение подвеса гироскопа. Поскольку рассматриваются замкнутые оболочки вращения, то в окружном направлении (вдоль параллели) следует ожидать периодичности силовых, кинематических полей, то есть они должны определенным образом зависеть от периодических функций типа $\cos k\varphi$, $\sin k\varphi$ ($k = 0, 1, \dots$). В свою очередь, внешнее динамическое нагружение по трем направлениям может быть и непериодическим по координате φ . Но нагрузки

$$q_i^* = q_i^*(t, z, \varphi), \quad i = \overline{1, 3},$$

всегда можно, во всяком случае формально, представить в виде рядов Фурье по координате φ .

Поэтому считаем, что

$$\begin{aligned} q_i^* &= q_i^*(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} \left[q_{i,k}^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + q_{i,k}^{(2)}(t, z) \sin k\varphi \right], \\ i &= \overline{1, 3}. \end{aligned}$$

В соответствии с этим и структура координатных функций примет вид

$$U_z = U_z(t, z, \varphi); \quad U_\varphi = U_\varphi(t, z, \varphi); \quad W = W(t, z, \varphi).$$

Вначале представим их следующим образом:

$$U_z = \sum_{k=0}^{\infty} [U_{z,k}^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + U_{z,k}^{(2)}(t, z) \sin k\varphi];$$

$$U_\varphi = \sum_{k=0}^{\infty} [U_{\varphi,k}^{(1)}(t, z) \sin k\varphi + U_{\varphi,k}^{(2)}(t, z) \cos k\varphi];$$

$$W = \sum_{k=0}^{\infty} [W_k^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + W_k^{(2)}(t, z) \sin k\varphi],$$

а в окончательном виде, с учетом корректирующих функций Кравчука, соотношениями

$$U_z(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} \left[a_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \sin z \right]; \quad (29)$$

$$U_\varphi(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} \left[b_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \sin z \right]; \quad (30)$$

$$W(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} \left[c_k^{(1)}(t) z^4 (1-z)^4 \cos k\varphi \cos z + c_k^{(2)}(t) z^4 (1-z)^4 \sin k\varphi \sin z \right]. \quad (31)$$

Здесь $a_i^{(s)}, b_i^{(s)}, c_i^{(s)}$ — коэффициенты.

1. Ишлинский А. Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. — М.: Наука, 1976. — 671 с.
2. Карачун В. В., Каюк Я. Ф., Мельник В. Н. Волновые задачи поплавкового гироскопа. — Киев: Корнейчук, 2007. — 28 с.

3. Карачун В. В., Мельник В. Н., Ковалец О. Я. Линейно-упругий поплавковый подвес гироскопа. — Киев: Корнейчук, 2009. — 240 с.
4. Карачун В. В., Мельник В. Н., Ковалец О. Я. Гиростабилизированная трехосная платформа. Автокомпенсация влияния внешних помех. — Киев: Корнейчук, 2010. — 192 с.
5. Мельник В. Н., Карачун В. В. Нелинейные колебания в полиагрегатном подвесе гироскопа. — Киев: Корнейчук, 2008. — 104 с.
6. Мельник В. М., Тривайло М. С., Карачун В. В. та ін. Ізоляція імпедансних систем приладів. — К.: Корнейчук, 2009. — 104 с.
7. Сломанский Г. А., Прядилов Ю. Н. Поплавковые гироскопы и их применение. — М.: Оборонгиз, 1958. — 378 с.
8. Фридлендер Г. О. Инерциальные системы навигации: Уч. пособие. — М.: Физматгиз, 1961. — 435 с.
9. Черногор Л. Ф. Физические процессы в околоземной среде // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 2/3. — С. 13—33.
10. Ягодкин В. В., Хлебников Г. А. Гироприборы баллистических ракет. — М.: Воениздат, 1967. — 197 с.

Надійшла до редакції 14.12.10

V. V. Karachun, V. N. Mel'nick

ABSORBED ACOUSTIC RADIATION AS A FACTOR OF THE TRANSFORMATION OF INERTIAL SENSING ELEMENTS OF GYROSTABILIZED PLATFORMS INTO IMPEDANCE ONES. MIXED BOUNDARY PROBLEM

We present our results of the analysis of nature of the influence of acoustic radiation penetrating under the head aerodynamic fairing of a launch vehicle. We consider the mechanism of the appearance of additional errors of sensitive inertial elements of gyrostabilized platforms due to diffraction effects.

УДК 629.78

О. Л. Волошенюк, А. В. Пироженко, Д. А. Храмов

Институту технічної механіки Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ

КОСМИЧЕСКИЕ ТРОСОВЫЕ СИСТЕМЫ — ПЕРСПЕКТИВНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИИ

Космічні тросові системи — системи космічних апаратів, з'єднаних протяжними гнучкими зв'язками. Більша довжина, у порівнянні із традиційними супутниками, обумовлює сильнішу взаємодію подібних систем із зовнішніми полями планети. Завдяки цьому космічні тросові системи дозволяють вирішувати широкий спектр завдань, пов'язаних з освоєнням космічного простору. Дослідження, проведені за останні 40 років, дозволяють перейти до використання переваг космічних тросових систем, зокрема для відведення з орбіти космічних об'єктів, що вже не експлуатуються, і як виносні елементи традиційних супутників.

Космической тросовой системой (КТС) называют систему искусственных космических объектов (спутников, кораблей, грузов), соединённых протяжными гибкими элементами, совершающую орбитальный полёт. В простейшем виде КТС — это два спутника, соединённых тросом (рис. 1). (Для обозначения гибкой связи, соединяющей элементы КТС, в отечественной литературе используется термин «трос». На практике подобный трос имеет диаметр порядка единиц миллиметров и является скорее нитью). Более сложные системы могут состоять из множества объектов, соединённых в форме замкнутых колец, древовидных образований, объёмных многогранников [33, 37].

Основным отличием тросовых систем от традиционных космических объектов является их большая протяжённость, которая может достигать десятков и сотен километров (а в отдельных случаях — даже тысяч и десятков тысяч километров) с сохранением при этом механической, энергетической и других связей между концевыми телами. Именно протяжённость обуславливает ряд замечательных свойств этих систем, в

частности возможность более сильного взаимодействия с внешними полями планеты.

Известно [5], что момент гравитационных сил, действующий на систему двух связанных тел, зависит от квадрата длины связи. Это позволяет создать высокоустойчивую радиальную конфигурацию космической тросовой системы. При этом на концевых телах системы возникает искусственная сила тяжести $\hat{g}$, величина которой прямо пропорциональна длине троса:

$$\hat{g} = (3\Delta R/R)g,$$

где ΔR — вертикальное смещение тел относительно центра масс КТС, R — радиус орбиты центра масс относительно центра планеты, g — ускорение свободного падения на данной высоте.

Космические тросовые системы, в которых соединительный трос выполнен из электропроводных материалов, называют электродинамическими (ЭДКТС). Движущаяся по орбите ЭДКТС взаимодействует с магнитным полем Земли. В результате в тросе возникает электродвижущая сила E , пропорциональная его длине [1]:

$$E = -B l V_s,$$

где B — магнитная индукция, l — длина про-

водника, V_s — скорость движения проводника перпендикулярно к силовым линиям магнитного поля.

Активное взаимодействие электропроводного троса с магнитным полем и ионосферой Земли может, в частности, использоваться для генерации электроэнергии или изменения орбиты системы.

Кинетический момент КТС зависит от квадрата длины троса [1], что даёт возможность аккумулировать большие величины кинетического момента и кинетической энергии. Накопленная энергия может использоваться для транспортировки полезной нагрузки, что позволяет рассматривать КТС в качестве альтернативы традиционным реактивным системам.

Возможность изменения конфигурации КТС путем выпуска или втягивания тросов позволяет регулировать взаимное положение, скорость и ориентацию соединенных тросами аппаратов, передвигать по тросам грузы, присоединять и отцеплять другие объекты.

Идеи использования тросовых систем в космическом пространстве имеют более чем вековую историю и восходят к работам К. Э. Циолковского [12, 13]. Для создания искусственной тяжести он предложил использовать вращающуюся связку обитаемой станции и балластной массы, соединенных цепью, а для перемещения грузов в космосе — цепочку, выпускаемую и втягиваемую лебедкой. Им же предложена идея транспортировки грузов в космос с помощью башни, основание которой находится на поверхности Земли, а вершина уходит за геостационарную орбиту. Тросовая система — аналог такой башни — получила название «космический лифт» [4].

Начало интенсивных работ над проектами по созданию КТС относится к 70-м гг. XX века и связано с именами итальянского ученого Дж. Колombo и М. Гросси (Смитсоновская астрофизическая обсерватория, США), разработавших ряд проектов практического применения КТС (в частности проекты TSS-1, TSS-2) и активно выступавших за развитие этого направления [7, 20]. Большой вклад в теоретический анализ динамики КТС внес В. В. Белецкий и его ученики [5].

К настоящему времени развитие КТС находится на стадии экспериментальной натурной

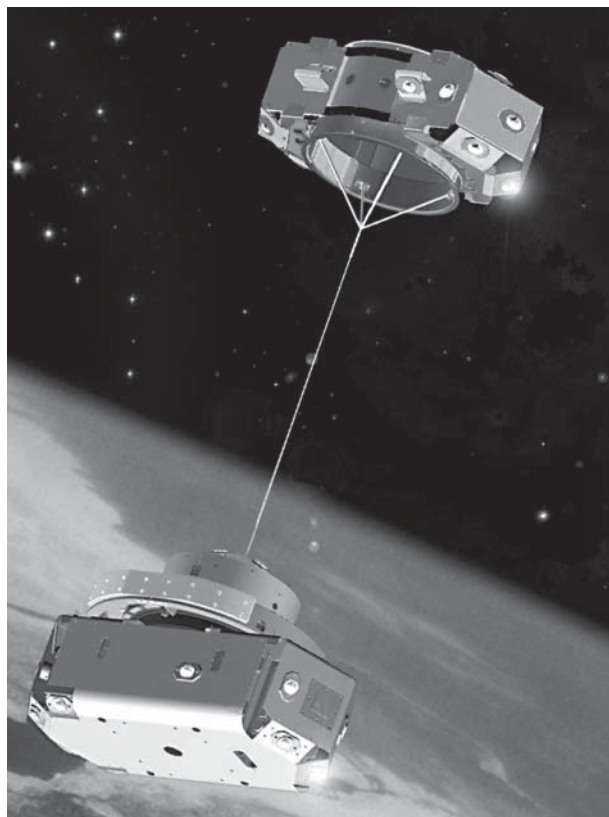


Рис. 1. Космическая тросовая система TiPS (projects.nrl.navy.mil/tips/)

отработки. После выполнения ряда полетов (таблица) достигнута определенная ясность в понимании принципиальных моментов поведения КТС. Обзоры проектов КТС и результатов полетов по состоянию на середину 1990-х гг. приведены в работах [5, 33].

В работе рассматриваются основные направления использования КТС, проблемы и перспективы развития данного направления. Основной упор сделан на результаты последнего десятилетия. Ограниченные рамки статьи не позволили сколько-нибудь подробно остановиться на ряде вопросов, в частности на проблемах функционирования ЭДКТС, многочисленных проектах транспортных КТС.

КЛАССИФИКАЦИЯ

В зависимости от способа стабилизации углового движения, КТС можно разделить на радиаль-

Запуски космических тросовых систем

Название КТС	Страна	Год пуска	Орбита	Длина	Комментарии
«Gemini-11»	США	1966	НЗО	30 м	Использование последней ступени ракеты-носителя «Agena» для стабилизации движения космического корабля. Стабилизация вращением 0.15 об/мин
«Gemini-12»	США	1966	НЗО	30 м	Стабилизация вдоль местной вертикали. Эксперименты на «Gemini-11, 12» показали как принципиальную возможность стабилизации, так и трудности ее практической реализации: плохая стабилизация, кручение ленты
H-9M-69	США	1980	Суб.	< 500 м	Неполное разворачивание
S-520-2	США	1981	Суб.	< 500 м	Неполное разворачивание
CHARGE-1	США, Япония	1983	Суб.	500 м	Полное разворачивание
CHARGE-2	США, Япония	1984	Суб.	500 м	Полное разворачивание
ECHO-7	США	1988	Суб.		Большой накопленный электрический заряд повредил электронное оборудование зонда.
OEDIPUS-A	США, Япония	1989	Суб.	958 м	Стабилизация продольным вращением концевых тел со скоростью 0.7 об/мин
CHARGE-2B	Канада, США	1992	Суб.	500 м	Полное разворачивание
TSS-1	Италия, США	1992	НЗО	< 500 м	ЭДКТС. Вследствие зажима троса в лебедке его удалось выпустить всего на 265 м (вместо 20 км), после чего трос с привязным спутником были втянуты обратно
SEDS-1	США	1993	НЗО	20 км	Отработка безрасходного спуска груза с орбиты
PMG	США	1993	НЗО	500 м	ЭДКТС. Разворачивание вдоль местной вертикали по направлению от Земли. Эллиптическая орбита
SEDS-2	США	1994	НЗО	20 км	Разворачивание тросовой системы в вертикальное положение. Улучшенный, по сравнению с SEDS-1, закон управления разворачиванием
OEDIPUS-C	Канада, США	1995	Суб.	1 км	Стабилизация продольным вращением концевых тел 0.7 об/мин
TSS-1R	Италия, США	1996	НЗО	19.6 км	ЭДКТС (генерация электроэнергии и научные исследования). Трос был разматан почти на всю длину, однако «пережегся» из-за короткого замыкания (вероятная причина — механическое повреждение изоляции). Привязной спутник был потерян
TiPS	США	1996	НЗО	4 км	Долговременный полет (исследование стойкости троса к воздействию метеорных частиц). По-видимому, проект использования тросовых антенн в космосе
ATEX	США	1999	НЗО	< 30 м	Неполное разворачивание (полная длина троса: 6 км)
«Picosat-21», «Picosat-23»	США	2000	НЗО	30 м	Два спутника массами по 250 г, выполненные по технологии MEMS, созданы студентами Университета Санта-Клара, Калифорния. Трос обеспечивает возможность слежения за системой с помощью радаров
«Picosat-7», Picosat-8»	США	2001	НЗО	30 м	Два 250-граммовых спутника запущены Aerospace Corp./DARPA с борта спутника «Mightysat 2.1»
MEPSI	США	2002	НЗО	15 м.	Спутники массой по 1 кг с фотокамерой и миниатюрным передатчиком. Прототип спутника-инспектора состояния поверхности Международной космической станции (МКС)

Окончание табл.

Название КТС	Страна	Год пуска	Орбита	Длина	Комментарии
DTUSat-1	Дания	2003	НЗО	—	Студенческий спутник стандарта CubeSat с системой развертывания типа «йо-йо». На связь не вышел
MAST	США	2007	НЗО	< 10 м	Концевые тела — CubeSat'ы. Неполное развертывание
YES-2	ЕЭС, Россия	2007	НЗО	31.7 км	Неправильные показания датчика, измеряющего скорость размотки троса. Спускаемая капсула вошла в атмосферу, но не приземлилась в ожидаемом районе.
STARS	Япония	2009	НЗО	10 м	Прототип спутника-инспектора состояния поверхности МКС. Цель проекта: получить фотографии основного спутника (Mother) с борта привязного спутника. Трос удалось развернуть. В ходе полета наблюдались проблемы со стабилизацией обоих спутников.

Примечание. НЗО — низкая околоземная орбита; Суб. — суборбитальный запуск

ные и вращающиеся. Если система вращается вокруг центра масс синхронно с орбитальным движением, то при ее ориентации вдоль местной вертикали возникает режим гравитационной стабилизации. Такие системы называют радиальными. Если же средняя угловая скорость движения КТС превосходит орбитальную, то система называется стабилизированной вращением, или просто — вращающейся.

Космические тросовые системы можно классифицировать также по длине тросового соединения и массе концевых тел. В качестве эталонных примем характеристики первых глубоко проработанных проектов КТС: TSS-1 и TSS-2 [33]. Длина троса в них составляет 20 км и 100 км соответственно, масса привязного спутника — около 500 кг. Кроме этого, можно выделить малые тросовые системы — протяженностью от десятка метров до нескольких километров, с массами привязных тел от единиц до десятков килограмм. Протяженные тросовые системы могут иметь длины тросового соединения порядка сотен или даже тысяч километров. К ним относятся некоторые проекты транспортных КТС. Длина связи в сверхпротяженных тросовых системах составляет десятки тысяч километров. К таким системам относится, в частности, «космический лифт».

НАПРАВЛЕНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ

Энергетика. Высокая устойчивость радиальной КТС позволила предложить ее использование в

качестве основного несущего элемента для многочисленных проектов солнечных электростанций космического базирования [5]. Такие электростанции в будущем (см. [19]), могут служить как для обеспечения энергетических потребностей Земли, так и для нужд освоения космоса.

Последний вариант представляется более перспективным, так как не сталкивается с необходимостью решения проблем, связанных с передачей энергии на Землю через атмосферу. Передача энергии от космической электростанции к космическому аппарату (КА) возможна как беспроводным, так и проводным способом. Последний случай предполагает создание специализированной КТС, состоящей из энергосилового модуля (одного или нескольких), связанного с основным КА кабелем-тросом.

В работе [14] рассматривается проект автономного энергосилового модуля, несущего блоки панелей солнечных батарей и соединенного с космической станцией тросом длиной 1.5—6 км. Такое размещение панелей обещает ряд преимуществ, в сравнении с их расположением непосредственно на станции (улучшение центровки станции, повышение жесткости конструкции, снижение затененности и увеличение обзора). Проект предполагает также различные ориентации модуля (на Солнце) и станции (на Землю) и различные точности этих ориентаций.

Еще одним вариантом использования КТС для обеспечения КА энергией является генерация тока с помощью ЭДКТС.

Искусственная гравитация. Искусственная тяжесть, возникающая на концевых телах радиальной КТС, составляет малые доли g . Тем не менее, даже микрогравитация позволяет существенно улучшить условия функционирования на орбите: избавиться от «плавающих» предметов, облегчить обращение с водой, упростить перекачку топлива и т. д. Микрогравитация также необходима для проведения ряда научных экспериментов и технологических процессов [5, 37].

Вращающиеся КТС могут использоваться для создания искусственной силы тяжести в длительных космических экспедициях будущего. Так, в проекте [25] для поддержания на космическом корабле ускорения, равного ускорению свободного падения на Земле, использована 640-метровая тросовая система, вращающаяся со скоростью два оборота в минуту.

Спуск грузов с орбиты. Особое место в истории развития КТС занимают американские орбитальные эксперименты SEDS-1 и SEDS-2 (Small Expendable Deployer System) выполненные в 1993—1994 гг. [17, 18]. В них впервые удалось развернуть тросовые системы на орбите (длина троса в обоих случаях составила 20 км). В экспериментах SEDS отрабатывался спуск грузов с орбиты без применения ракетных двигателей. Целью первого эксперимента было отработать технологию развертывания тросовое соединение. Во втором необходимо было, кроме того, добиться малых колебаний системы относительно местной вертикали [40]. В полете SEDS-2 проявилась одна из основных проблем КТС — через четверо суток полета трос был перерублен частицей космического мусора. Система развертывания SEDS и подобные ей использовались затем во многих проектах КТС (TiPS, ProSEDS, AIRSEDS).

В эксперименте со спутником «Young Engineers' Satellite 2» (YES2) (Второй спутник молодых инженеров) спускаемая на тросе капсула («Фотино») должна была опуститься в заданный район земной поверхности. Для этого на орбите разворачивалась КТС длиной более 30 км (YES2 // <http://ru.wikipedia.org/wiki/YES2>).

Эксперимент YES2 закончился частичным успехом. Трос был размотан на полную длину,

спускаемая капсула вошла в атмосферу, но в заданном районе не приземлилась, и ее поиски оказались безрезультатными. К настоящему времени КТС YES2 является самым протяженным объектом, развернутым на околоземной орбите. Первоначально вследствие неправильных показаний датчика скорости размотки троса предполагалось, что размотано только 8.5 км [novostikosmonavtiki.ru/content/z12.11.07.shtml].

Генерация тока и изменение орбиты. Использование проводящих тросов, взаимодействующих с магнитным полем и ионосферой Земли, открывает перед создателями тросовых систем новые возможности. Предполагается, что ЭДКТС, за счет использования части кинетической энергии орбитального движения системы, смогут вырабатывать электроэнергию мощностью до 1 МВт. С другой стороны, электроэнергией, получаемой от бортового генератора, можно поддерживать или медленно повышать высоту орбиты тросовой системы без затрат топлива. В работе [21] предложен проект изменения орбиты МКС с помощью ЭДКТС.

Наиболее известным проектом по созданию ЭДКТС является американо-итальянский TSS-1 (Tethered Satellite System-1) [33]. В орбитальном эксперименте TSS-1 (1992 г.) предполагалось отвести от космического челнока «Атлантис» итальянский привязной спутник на электропроводном тросе длиной 20 км, и выполнить электродинамические и радиофизические исследования (рис. 2). Однако развернуть систему удалось всего на 265 м, затем трос зажалось в лебедке. На этом эксперимент был прекращен, и трос со спутником втянут обратно на борт челнока.

Попытка повторить такой эксперимент (TSS-1R) была предпринята в 1996 г. Трос был размотан почти на всю длину, однако «пережегся» из-за короткого замыкания (рис. 3), наиболее вероятной причиной которого стало механическое повреждение изоляции. В результате аварии дорогостоящий итальянский спутник вместе с тросом были потеряны.

Несмотря на относительную неудачу, в экспериментах проекта TSS-1 была проведена часть запланированных исследований, в частности подтверждена возможность использования тро-

совых систем для выработки электроэнергии — получен ток в тросе силой 0.5 А (TSS-1R).

Большинство проектов по созданию ЭДКТС базируются на использовании радиальных систем. Однако для этой цели можно использовать и вращающиеся системы. Так, вращающаяся в магнитном поле КТС, подобная диполью Герца, может позволить генерировать переменный ток в отдельном проводнике [1]. Таким образом, открылась бы возможность создания ЭДКТС в вакууме, без создания замкнутого контура тока в ионосфере и необходимой для этого аппаратуры, а также на более высоких орбитах.

Увод с орбиты. В последние годы особую актуальность приобрела проблема космического мусора, скапливающегося на низких околоземных орбитах. Интенсивное развитие программ дистанционного зондирования Земли, систем спутниковой связи, рост числа запусков миниатюрных КА, без создания механизмов увода с орбиты по истечении срока эксплуатации может привести к тому, что загрязнение космического пространства на низких околоземных орбитах будет расти экспоненциально [2].

Одним из способов решения этой проблемы является увод отработавших КА с использованием тормозящей силы, создаваемой с помощью ЭДКТС. Под действием тока, текущего в неизолированном тросе, возникает сила Ампера, направленная против движения системы и обуславливающая электродинамическое торможение. Расчеты [24] показывают, что ЭДКТС массой около 2 % от массы КА позволяет в течение нескольких месяцев осуществить спуск КА с орбиты. Применение ЭДКТС возможно даже в случае потери КА управления и энергии. При этом нет необходимости в дополнительных запасах топлива на борту, что позволяет существенно уменьшить массу системы увода в сравнении с системами, основанными на реактивном движении.

Отработке увода с орбиты был посвящен проект ProSEDS (Propulsive SEDS), работы над которым координировались центром им. Маршалла НАСА [31]. Последняя ступень ракеты «Delta-II» соединяются с привязным телом тросом, состоящим из 10-км непроводящего и 5-км проводящего отрезков. В эксперименте предполагалось

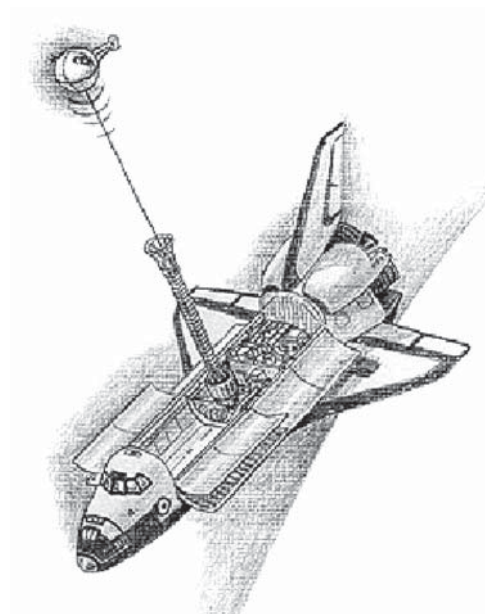


Рис. 2. Схема экспериментов TSS-1

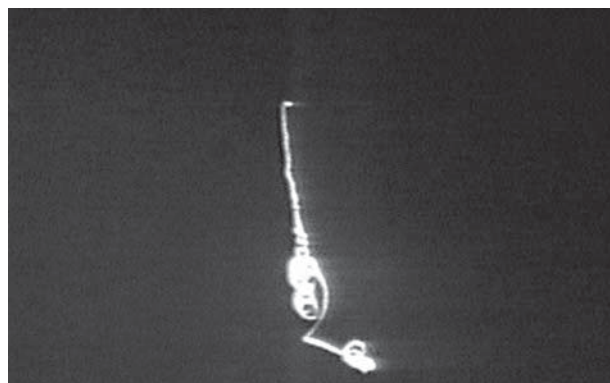


Рис. 3. Оборванный фрагмент троса космической тросовой системы TSS-1R [www.youtube.com/watch?v=Q2D-Veil2lgc]

достичь силы сопротивления около 0.4 Н, приводящей к быстрому снижению орбиты ступени. Система успешно прошла наземные испытания, однако запуск ее после неоднократных переносов был отменен.

Несмотря на это, работы в области создания систем увода с орбиты продолжают все же активно. Один из основных разработчиков ProSEDS, американская компания Tether Unlimited разработала проект системы увода с

использованием ЭДКТС, названный «Terminator Tether™» [24]. Работы над сходным проектом EDOARD ведутся в Италии [39] компанией «Alenia Spazio», римским университетом «La Sapienza» и университетом Болоньи.

Натурные экспериментальные исследования по созданию систем увода предполагается проводить на малых ЭДКТС, концевыми телами которых являются миниатюрные спутники. Соответствующие проекты носят названия «nano-Terminator™» (концевые тела — пикоспутники стандарта CubeSat [44]) и «Micro-EDOARD» [42]. Тенденция к миниатюризации является характерной чертой натурных экспериментов, даже когда речь идет о протяженных системах. Если эксперименты серии TSS-1 в начале 1990-х гг. проводились со спутником массой около 500 кг, то уже в экспериментах SEDS во второй половине 1990-х гг. масса спутника составляла 20 кг, а современные проекты ориентируются на массы концевых тел порядка 1 кг.

Попытка исследования возможностей ЭДКТС для увода спутников с низких околоземных орбит предпринята в эксперименте на КА DTUSat-1, разработанном в Датском техническом университете (Technical university of Denmark) (dtusat1.dtu.dk). Спутник был выполнен в соответствии со стандартом CubeSat. Трос представлял собой неизолированную медную проволоку диаметром 0.2 мм и длиной 700 м, которую предполагалось разматывать с катушки, являвшейся второй концевой массой, подобно игрушке «йой» [10].

Запущенный на орбиту 30 июня 2003 г., DTUSat-1 на связь не вышел. Наблюдать с Земли его не удалось, что заставляет думать, что трос так и не был развернут.

Создание системы для увода КА с орбиты представляется одним из наиболее востребованных проектов использования КТС. Реализация такого проекта с использованием малых спутников видится наиболее дешевым и быстрым способом достижения цели.

Связь. Трос в качестве передающей антенны позволяет осуществлять эффективное излучение радиоволн низкочастотных диапазонов — этот принцип может найти применение в глобальных

системах связи, в частности, для связи с подводными лодками. Проект использования тросовых антенн в космосе, по-видимому, проходил практическую проверку в запусках тросовых систем TiPS (Tether Physics and Survivability, рис. 1 (projects.nrl.navy.mil/tips/)) и ATEx (Advanced Tether Experiment) (projects.nrl.navy.mil/atex/ATEx.html). Не случайно одним из основных разработчиков этих систем была Исследовательская лаборатория ВМФ США (Naval Research Lab). Эксперимент TiPS стал полностью успешным: четырехкилометровая тросовая система просуществовала на орбите около 12 лет (www.satobs.org/noss.html), продемонстрировав тем самым возможность долгосрочного функционирования КТС на низких околоземных орбитах.

Распределенные измерения. Радиальную КТС предполагается использовать в качестве несущего элемента для различных вариантов орбитальных интерферометров с базой до нескольких километров [5, 32]. Большая база, и следовательно, большая разрешающая способность позволяют проводить тонкие радиоисследования Солнца и планет, в частности на тех длинах волн, которые не пропускает земная ионосфера.

С помощью КТС можно зондировать атмосферу Земли на высотах порядка 100–120 км, недоступных для исследования другими способами [5]: для метеорологических зондов эта высота слишком велика, а спутники и суборбитальные зонды находятся на ней слишком короткое время. Если же опустить с КА находящегося на орбите высотой около 200 км стокилометровый трос с зондом, то можно исследовать атмосферу существенно более долгое время. Большая работа в этом направлении проделана в рамках проекта TSS-2 в 1980-х гг. [43]. Несмотря на то, что после неудач пусков TSS-1 и TSS-1R проект был закрыт, на сегодняшний день он является одним из наиболее проработанных и ожидает своей реализации в будущем.

Работы по созданию атмосферного зонда проводились также в центре им. Маршалла НАСА в рамках проекта AIRSEDS [41]. Однако «в связи с изменением приоритетов» центра в 2003 г. проект был передан в ведение Министерства обороны США.

Проекты TSS-2 и AIRSEDS предполагали использование радиальной тросовой системы. Другой способ исследования атмосферы представляет собой использование вращающейся системы, которая, проходя в своем вращении сквозь разные слои атмосферы, как бы сканирует ее [1].

Малая КТС, стабилизированная вращением, может использоваться для исследования физики космической плазмы, верхней атмосферы и магнитосферы. Примером этому является канадский проект VICEPS [30]. Особый интерес представляет использование подобной КТС в качестве интегрального датчика для исследований полей Земли. Накапливая на полуобороте вращения относительно центра масс результаты воздействия в виде изменения угловой скорости вращения, система позволит получить интегральную оценку разности воздействий на привязные тела. Вращающаяся система с двумя пробными концевыми телами с разными баллистическими коэффициентами может быть использована для исследования широтных изменений плотности атмосферы.

В задачах исследования физики атмосферы эффективным может оказаться также проведение суборбитальных экспериментов с тросовыми системами.

Транспортные системы. Космические тросовые системы могут использоваться для выполнения транспортных операций в космосе в качестве альтернативы реактивным системам.

Создание углеродных нанотрубок — материала с прочностью, на два порядка превосходящей прочность стали, и в пять раз меньшим удельным весом — открывает возможности реализации проектов КТС, еще недавно казавшихся фантастическими. В первую очередь это относится к проекту «космического лифта», реализация которого сулит открытие качественно нового этапа освоения космического пространства.

Идея космического лифта основывается на возможности устойчивого радиального положения равновесия троса, один конец которого находится на поверхности Земли, а другой — на расстоянии около 100 тыс. км в космосе [4]. Центр масс системы находится на геостационар-

ной орбите. Поднимая полезную нагрузку по такой тросовой башне как по лифту, мы тем самым выводим ее в космос.

Для этого необходимо:

- для геостационарных орбит — просто отсоединить нагрузку от конструкции лифта;
- для более низких орбит — небольшая добавочная энергия для увеличения трансверсальной скорости полезной нагрузки;
- для гиперболических орбит — отсоединить полезную нагрузку от несущей конструкции на дальнем от Земли конце лифта.

Концепция космического лифта была выдвинута Ю. Арцутановым [4] в 1960-х гг. Однако уже первые исследования показали, что лифт, даже построенный из прочнейших на то время материалов, разрушился бы под тяжестью собственного веса [5]. Интерес к космическому лифту возродился с появлением в 1991 г. углеродных нанотрубок.

В конце 1990-х гг. группой американских ученых во главе с Б. Эдвардсом (B. C. Edwards) была предложена концепция создания космического лифта, включающая первоначальную конструкцию, способ разворачивания и схему использования. В их работах (<http://www.niac.usra.edu/studies/studies.jsp>) был сделан вывод о принципиальной возможности создания лифта в ближайшие десятилетия за приемлемую стоимость (около 40 млрд дол.) и с приемлемым уровнем риска.

Использование космического лифта позволило бы на порядки снизить стоимость вывода полезной нагрузки в космос и открыло возможность вывода на орбиту качественно новых космических конструкций, а также полетов на Луну, Марс, Венеру и Юпитер без ракетно-стартовых ускорений и соответствующих затрат и рисков. В будущем космический лифт мог бы позволить существенно увеличить присутствие человека в космосе, включая создание геосинхронной станции, а также снижение риска и стоимости колонизации Марса.

Широкие исследования проблем создания и функционирования космического лифта и других сверхпротяженных тросовых систем еще только начинаются. Исследование динамики подобных

КТС связано с созданием новых математических моделей и методов их исследования. Простые оценочные модели, использовавшиеся на ранних этапах работ [22], здесь уже неприменимы, поскольку такие системы имеют уже истинно «космическую» протяженность, совпадающую по порядку с расстоянием от Земли до Луны.

Помимо космического лифта, появление сверхпрочных материалов позволяет рассматривать и другие проекты сверхпротяженных КТС, в частности проекты построения космических лифтов на тех участках космоса, где нет атмосферы: лунного лифта, орбитального лифта (т. е. лифта, нижний конец которого находится не на поверхности Земли, а в верхних слоях атмосферы) [en.wikipedia.org/wiki/Space_elevator].

Несмотря на большие преимущества, которые сулит создание лифтов, основанных на радиальных КТС, более реалистичными выглядят проекты использования для транспортных операций вращающихся КТС. Действительно, при балансе вывода масс на орбиты, с учетом сохранения кинетического момента под действием центральных сил, достаточно поместить на промежуточных орбитах «обменники» энергии — вращающиеся КТС. При этом дополнительная энергия потребуется только для компенсации рассеянной энергии (а в условиях космоса рассеивание энергии незначительно) и для управления ориентацией движения таких обменников. Предварительные оценки возможности транспортного использования вращающихся КТС [34] показывают, что они позволяют на порядок снизить стоимость вывода груза на высокие земные и межпланетные орбиты.

В 1969 г. Ю. Арцутанов показал, что для вывода груза на орбиту с помощью троса совершенно не обязательно привязывать лифт к земной поверхности [4]. Можно так подобрать соотношение орбитального движения и вращения связки двух спутников вокруг центра масс, чтобы в какой-то момент нижний спутник завис на короткое время у самой поверхности Земли, забрал груз и затем вывел его на орбиту. Повторно изобретенная в 1975 г. американцем Г. Моравецом, эта система получила название «несинхронный космический лифт» [36].

К настоящему моменту разработан ряд проектов использования КТС для транспортных операций. В работах [15, 16, 34] показана возможность эффективного использования вращающихся КТС для многократной транспортировки грузов с низких околоземных орбит на геостационарную. В работах [26, 27, 29] предложен проект использования транспортных КТС для регулярной транспортировки грузов с Земли на Луну и обратно. Найдены условия движения трех вращающихся тросовых систем — на низкой и высокой околоземных орбитах и окололунной орбите — для перевода грузов практически без затрат топлива. В работах [28, 38] показана возможность эффективного использования КТС для доставки полезного груза на Марс и обратно, а также на другие планеты солнечной системы.

В проекте космические тросовые системы MXER (Momentum-Exchange/Electrodynamic Reboost) [35] предполагается совместное использование преимуществ вращающихся и электродинамических систем. Движущаяся по эллиптической орбите 100-километровая тросовая система вращается таким образом, чтобы расположенный на одном из ее концов схват мог захватить полезную нагрузку, и затем выпустить ее на более высокой орбите. Энергию и кинетический момент, затраченные на перевод полезной нагрузки, система может пополнить, используя взаимодействие протекающего по тросу тока с магнитным полем Земли.

Несмотря на продемонстрированные возможности эффективного использования транспортных КТС, рассмотренные схемы их применения [15, 16, 26—29, 34, 38] были достаточно упрощенными, и многие принципиальные вопросы функционирования и динамики таких КТС не проанализированы. Так, остаются открытыми вопросы динамики КТС с учетом упругости троса, в частности, динамика системы при отделении полезной нагрузки. Здесь упругие колебания системы могут иметь существенное значение. Использование КТС для транспортных операций предполагает длительное их вращение на орбитах. Здесь мы сталкиваемся с проблемой эволюции движения протяженных систем на орбитах. В работе [8] показано, что под действием

диссипативных сил, аэродинамики и рассеивания энергии в материале нити плоскость вращения КТС стремится расположиться перпендикулярно к плоскости орбиты. Возможности управления вращающейся КТС с огромным кинетическим моментом также требуют своего изучения. В работе [1] показано, что одним из перспективных направлений здесь является управление изменением длины троса в резонансных режимах.

Подсистемы традиционных спутников. Космические тросовые системы могут использоваться в качестве элементов традиционных КА и их систем. Ряд проектов КТС связан с применением радиальных систем на обитаемых станциях. Благодаря использованию тросов за пределы станции могут быть вынесены некоторые элементы, например резервуары с топливом, что повышает безопасность и работоспособность станции в аварийных ситуациях. Вынос узла для стыковки космических кораблей позволит существенно уменьшить толчок, который испытывает станция, а также достигнуть заметной экономии топлива. Более подробно эти проекты описаны в работе [5].

Однако реализация проектов использования КТС для создания выносных элементов сталкивается с существенными проблемами. Как показали предварительные расчеты [14], возмущения ориентации космической станции и выносного модуля, передаваемые по тросу, могут быть настолько велики, что осуществление подобных проектов становится бессмысленным.

В последнее десятилетие появился новый класс систем гравитационной стабилизации (СГС) углового движения КА. В них в качестве стабилизаторов вместо традиционных жестких штанг используются гибкие связи (тросы, ленты) [11]. Это позволяет снизить стоимость системы и уменьшить ее массу, что особенно важно для создания малых КА. Еще одним преимуществом использования тросового соединения является возможность технологически достаточно просто увеличить расстояние между спутником и стабилизирующим грузом — до нескольких километров, что на 2–3 порядка больше длины штанги. Соответственно увеличивается и восстанавли-

вающий момент градиента гравитационных сил, пропорциональный квадрату расстояния между спутником и грузом.

Однако реализация преимуществ СГС с гибкими элементами сталкивается с трудностями: малая изгибная жесткость нити делает невозможной передачу через нее моментов демпфирующих сил. В результате собственные колебания спутника с такой системой стабилизации демпфируются плохо, и используемые системы обеспечивают достаточно невысокую точность ориентации (10 против 2 у традиционных систем).

В работе [9] предложена схема тросовой СГС, проблема гашения собственных колебаний в которой решается тем, что трос крепится не непосредственно к спутнику, а к дополнительному телу (приставке), шарнирно связанному со спутником. Как показано в работе [3], такая схема позволяет эффективно стабилизировать угловое движение спутника.

Предложенный в работе [9] способ крепления троса к КА может найти применение и в других проектах КТС. Так, в уже упоминавшемся проекте энергосилового модуля [14], панели солнечных батарей могут быть отнесены от КА, и использоваться как стабилизирующий противовес с собственной точностью управления ориентацией.

Возможные применения тросовой СГС не ограничиваются пассивной стабилизацией. Известно, что одной из особенностей движения в космосе, с которой приходится сталкиваться при создании систем ориентации и стабилизации, является практически полное отсутствие реакции внешней среды на движение КА. Радиальная КТС как раз и представляет собой такую «точку опоры» — высокоустойчивую систему грубой ориентации. Тогда, создавая требуемый управляющий момент за счет взаимодействия с такой системой (отталкиваясь от нее), мы можем достигнуть высокой точности стабилизации и управления ориентацией спутника при помощи систем ориентации, аналогичных «земным». Таким образом, введение в такую систему активных управляющих моментов открывает возможности создания нового поколения высокоточных систем ориентации и стабилизации.

ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Надежность тросового соединения. Моноволоконный трос может быть легко поврежден микрометеоритом или частицами космического мусора, что и произошло с KTC SEDS-2. Увеличение диаметра нити само по себе не является решением проблемы, так как нить, имеющая большую площадь поверхности, собирает на себя больше частиц мусора [6]. Тем не менее, полет TiPS доказал возможность длительного функционирования КТС на орбите. Для повышения надежности в конструкции троса предлагается использовать ленты, тканевые трубки, а также нить специального плетения «Hoytether™» [6]. Согласно теоретическим расчетам [23] такая нить может находиться на низких околоземных орбитах несколько десятилетий.

Материалы. В настоящее время работы по созданию материалов из углеродных нанотрубок еще не вышли за пределы лабораторий. Тем не менее, прогнозируется [22], что промышленное производство будет налажено в течение ближайших 10—15 лет. Прочности современных углепластиков, таких как M5, Kevlar и Spectra (en.wikipedia.org/wiki/Tether_propulsion) достаточно, чтобы создать космические лифты на Луне и Марсе, но не на Земле.

Некоторые перспективные материалы (например, Spectra) требуют защиты от воздействия ультрафиолетового излучения и атомарного кислорода. Механизм воздействия этих факторов на свойства материала изучен недостаточно. Здесь требуется проведение натурных экспериментов.

Моделирование. Анализ возможностей реализации многих проектов протяженных и сверхпротяженных КТС опирался на весьма упрощенные модели динамики (например, модель безмассового троса [5]). Воплощение же этих проектов в жизнь потребует создания значительно более подробных моделей.

В то же время ряд задач динамики КТС исследованы достаточно подробно. В первую очередь это касается задач, связанных с проектами TSS: динамики радиальной КТС двух тел возле положения равновесия и разворачивания КТС в положение, близкое к радиальному.

Управление движением систем, имеющих низкую жесткость и многокилометровую протяженность, представляет собой не только техническую, но и теоретическую проблему. В частности, колебания КТС могут вызвать напряжения, приводящие к разрыву тросов. Захват груза вращающейся тросовой системой представляет собой сложную задачу, ошибка в решении которой может привести к катастрофе. Предложенные к настоящему времени системы захвата технически трудно реализуемы и недостаточно надежны.

Электродинамические космические тросовые системы. Эксперименты TSS-1R и PMG показали, что с помощью ЭДКТС на орбите можно генерировать киловатты энергии. Однако многие вопросы функционирования ЭДКТС остаются нерешенными.

Недостаточно исследованы вопросы определения условий устойчивости ЭДКТС на орбите (при взаимодействии ЭДКТС с магнитным полем Земли при определенных условиях может возникнуть опрокидывающий момент).

Модели взаимодействия тросов с ионосферной плазмой разработаны недостаточно. Так, величина тока, полученного в эксперименте TSS-1R, значительно превосходила расчетную.

Есть проблема отвода избыточного тепла в условиях вакуума, поэтому не исключена возможность повреждения тросов из-за перегрева.

В целом же можно отметить, что проведенные за последние 40 лет исследования позволяют перейти к использованию преимуществ КТС. Накопленный материал дает богатые возможности, с одной стороны для обоснованного выбора реальных на сегодняшний день целей экспериментальных полетов, а с другой стороны — для постановки новых задач, исследование которых ранее казалось неоправданным и преждевременным.

1. Алпатов А. П., Белецкий В. В., Драновский В. И. и др. Ротационное движение комических тросовых систем. — Днепропетровск: Ин-т технической механики НАН Украины и НКА Украины, 2001. — 404 с.
2. Алпатов А. П., Гребенкин Ф. Н., Мищенко А. В., Пироженко А. В. Электродинамическая тросовая система увода космических аппаратов с орбит: исследование

- на наноспутниках // Вісник Дніпропетровського ун-ту. — 2006. — № 2/2. — С. 5—10.
3. Алпатов А. П., Пироженко А. В., Храмов Д. А. Резонанс тросовой системы гравитационной стабилизации спутника // Техническая механика. — 2005. — № 2. — С. 90—98.
4. Арцутанов Ю. Н. В космос на электровозе // Знание-сила. — 1969. — № 7. — С. 25.
5. Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. — М.: Наука, 1990. — 329 с.
6. Волощенко О. Л., Храмов Д. А. Оценка возможностей столкновения космических тросовых систем с объектами космического мусора // Техническая механика. — 2008. — № 1. — С. 21—30.
7. Коломбо Дж., Бергамаши С., Бевилакуа Ф. О текущем состоянии работ по привязному спутнику // Астронавтика и ракетодинамика: Экспресс-информация / ВИНТИ. — 1983. — № 27. — С. 1—7.
8. Пироженко А. В. Управление движением связки двух тел в гравитационном поле изменением длины связи // Космические исследования. — 1992. — 30, вып. 4 — С. 473—482.
9. Пироженко А. В., Храмов Д. А. Схема гравитационной стабилизации космической тросовой системы со сферическим шарниром // Техническая механика. — 2001. — № 1. — С. 136—148.
10. Пироженко А. В., Храмов Д. А. Схема разворачивания малой космической тросовой системы // Вісник Дніпропетровського ун-ту: Ракетно-космічна техніка — 2007. — № 9/2. — С. 198—204.
11. Храмов Д. А. Гравитационная стабилизация космических аппаратов с использованием гибких связей // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Ракетно-космічна техніка. — 2005. — № 8. — С. 16—22.
12. Циолковский К. Э. Свободное пространство. Собрание сочинений. — М.: АН СССР, 1954. — Т. 2.
13. Циолковский К. Э. Путь к звездам. — М.: Изд-во АН СССР, 1961. — 360 с.
14. Alpatov A. P., Khoroshilov V. S., Pirozhenko A. V., Voloshenjuk O. L. Study of the basic variables of a cable-tether system intended as an electromechanical linkage between space vehicles // Космічна наука і технологія. — 2000. — 6, № 4. — С. 129—131.
15. Bangham M. E., Lorenzini E. C., Vestal L. Tether Transport System Study. — NASA; TP-1998-206959. — 1998.
16. Carroll J. A. Preliminary Design of a 1 km Tether Transport Facility: Final Rept. / NASA, NASW-4461. — 1991.
17. Carroll J. A. SEDS Deployer Design and Flight Performance // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — Washington, 1995. — P. 593—600.
18. Carroll J. A., Oldson J. C. SEDS Characteristics and Capabilities // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — Washington, 1995. — P. 1079—1090.
19. Chobotov V. A. Gravitationally stabilized satellite solar power station in orbit // J. Spacecraft and Rockets. — 1977. — 14, N 4. — P. 249—251.
20. Colombo G., Gaposchkin E. M., Grossi M. D., Weiffenbach G. C. The «Skyhook»: a Shuttle-borne tool for low-orbital-altitude research // Meccanica. — 1975. — 10, N 1. — P. 3—20.
21. Crouch D. S., et al. An update to proposed space tether applications for International space station Alpha // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — Washington, 1995. — P. 1501—1512.
22. Edwards B. C. Design and deployment of a space elevator // Acta Astronautica. — 2000. — 47, N 10. — P. 735—744.
23. Forward R. L., Hoyt R. P. Failsafe multistrand tether SEDS technology // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — Washington, 1995. — P. 1151—1159.
24. Forward R. L., Hoyt R. P., Uphoff C. W. Terminator Tether: A Spacecraft Deorbit Device // J. Spacecraft and Rockets. — 2000. — 37, N 2. — P. 187—196.
25. Glaese J. R. The dynamics of tethers in artificial gravity applications // Second International Conference on Tether In Space, Venice, Italy, October 4—8, 1987. — Venice, 1987.
26. Hoyt R. P. LEO-Lunar Tether Transport System // 33rd AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Seattle, WA 1997. — Seattle, 1997. — Paper AIAA-97-2794.
27. Hoyt R. P., Forward R. L. Tether Transport from Sub-Earth-Orbit to the Moon... And Back! // International Space Development Conference, Orlando FL, May 1997. — Orlando, 1997.
28. Hoyt R. P., Forward R. L., Nordley G. D., Uphoff C. W. Rapid Interplanetary Tether Transport // 50th International Astronautical Congress, Netherlands, Amsterdam, Oct 1999. — Amsterdam, 1999.
29. Hoyt R. P., Uphoff C. W. Cislunar Tether Transport System // J. Spacecraft and Rockets. — 2000. — 37, N 2. — P. 177—186.
30. James H. G., Yau A. W., Tyc G. Space research in the BI-CEPS experiment // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — Washington, 1995. — P. 1585—1598.
31. Johnson L., Ballance J. The propulsive small expendable deployer system (ProSEDS) experiment // Proceeding of the Tether Technology Interchange Meeting. — NASA CP-1998-206900. — P. 103—108.
32. Lorenzini E. C., Bombardelli C. Participation in the Analysis of the Far-Infrared/Submillimeter Interferometer / NASA, Center for AeroSpace Information (CASI). — ID 20050701. — 2005.
33. Lorenzini E. C., Cosmo M. L. Tethers in Space Handbook. — 3rd edition. — Smithsonian Astrophysical Observatory, 1997. — 241 p.

34. *Lorenzini E. C., Cosmo M. L.* Mission analysis of spinning systems for transfers from low orbits to geostationary // *J. Spacecraft and Rockets*. — 2000. — **37**, N 2. — P. 165—172.
35. *Marshall L., Finkenor M.* Space tethers // *Aerospace America*. — 2004. — N 12. — P. 92.
36. *Moravec H.* A Non-Synchronous Orbital Skyhook // *J. Astron. Sci.* — 1977. — **25**, N 4. — P. 307—322.
37. *Napolitano L. G., Bevilacqua F.* Tethered constellations, their utilization as microgravity platforms and relevant features // 35-th International Astronautical Congress (October 7—13, 1984). — Lausanne, Switzerland, 1984. — P. 84—439.
38. *Nordley G. D., Forward R. L.* Mars-Earth Rapid Interplanetary Tether Transport System: Initial Feasibility Analysis // *J. Propulsion and Power*. — 2001. — **17**, N. 3. — P. 499—507.
39. *Pardini C.* Overview of Space Tether Applications: State-of-the-art Knowledge and Tools // 21st IADC Meeting, 10—13 March 2003, Bangalore, India. — Bangalore, 2003.
40. *Rupp Ch. C., et al.* Flight data from the first and second flights of the Small Expendable Deployer System (SEDS) // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — Washington, 1995. — P. 133—148.
41. *Santangelo A. D.* AIRSEDS-I™: A Proof-of-Concept Tether Mission into the Earth's Upper Atmosphere // Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10—14 April, 1995. — P. 1527—1542.
42. *Tortora P., Somenzi L., Iess L., Licata R.* Small Mission Design for Testing In-Orbit an Electrodynamic Tether Deorbiting System // *J. Spacecraft and Rockets*. — 2006. — **43**, N 4. — P. 883—892.
43. *Van Pelt M.* Space tethers and space elevators. — Praxis Publ., 2009. — 215 p.
44. *Voronka N. R., et al.* Technology Demonstrator of a Standardized Deorbit Module Designed for CubeSat and RocketPod Applications // 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, India, Logan, August 2005. — Logan, 2005.

Надійшла до редакції 14.10.10

O. L. Volosheniuk, A. V. Pirozhenko, D. A. Khramov

SPACE TETHERS AS A PERSPECTIVE DIRECTION OF SPACE TECHNIQUE AND TECHNOLOGY

Space tethers are the systems of spacecrafts joined by flexible extended links. Larger extent, in comparison with conventional spacecrafts, causes stronger interaction of such systems with planetary external fields. Thanks to this, the space tethers allow one to solve a wide range of problems on space development. Some results of the researches for the last 40 years enable us to use the advantages of the space tethers. In particular, the space tethers can be used for waste space vehicle deorbit and for offset devices of conventional satellites.

УДК 520.844

А. Е. Вольвач¹, В. И. Костенко², М. Г. Ларионов², Л. Н. Вольвач¹

¹ Науково-дослідний інститут «Кримська астрофізична обсерваторія», с. Наукове, Крим

² Астрокосмічний центр Установи Російської академії наук Фізичного інституту ім. П. Н. Лебедева, Москва, Росія

ТЕСТИРОВАНИЕ НАЗЕМНОГО СЕГМЕНТА МИССИИ «РАДИОАСТРОН». ИНТЕРФЕРОМЕТР СИМЕИЗ — ПУЩИНО НА ДЛИНАХ ВОЛН 6 см И 1.35 см

У рамках програми кооперації між науковими організаціями України і Росії проведено цикл досліджень з підготовки функціонування наземного сегменту місії «РадіоАстрон». Для рішення задачі на 22-м радіотелескопі міліметрового діапазону РТ-22 (НДІ «Кримська астрофізична обсерваторія») була підготовлена наукова програма вимірів, істотною частиною якої було дослідження компактних утворень у структурі позагалактичних джерел, а також структури і просторовому розподілі галактичних мазерів у лінії водяної пари H_2O . Для тестування моделі наземного сегменту «РадіоАстрон» на РТ-22 КрАО в Симеїзі і РТ-22 ПРАО в Пуццино спільно виконані наземні РНДБ-експерименти. У результаті обробки даних, записаних на кожній з антен, на кореляторі АКЦ ФІАН отримано і прокалібровано амплітуди і фази кроскореляційних функцій, а також зроблено оцінку доступного часу когерентності. Результати експерименту демонструють готовність РТ-22 (КрАО) до участі у подальших спільних радіоінтерферометричних сеансах, у тому числі і до робіт з проекту «РадіоАстрон». Проведена модернізація апаратури на станції Симеїз дала можливість розпочати проведення систематичних і комплексних поляризаційних досліджень областей зіркоутворення.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе реализации наземно-космической программы «РадиоАстрон» предполагается получить экспериментальный материал для решения важнейших астрофизических задач по изучению строения и эволюции объектов Вселенной, выяснению механизма энерговыделения в источниках на всех уровнях иерархии объектов. Чрезвычайная важность задач, которые предстоит рассмотреть в будущем, определяет и масштабы экспериментов по картографированию скрытых от наблюдателя областей компактных ядер активных галактик.

В рамках подготовки научной программы «РадиоАстрон» был составлен предварительный каталог радиоисточников, по прогнозам имеющих избытки плотности потока на высоких частотах [1, 3]. Для количественной оценки неполноты

полученного списка радиоисточников строилась экстраполированная зависимость подсчета числа источников ($\lg N - \lg S$) на частоте 22 ГГц [4].

Для исследования оптических свойств радиоисточников каталога «РадиоАстрон» по сравнению с объектами, представляющими собой полные выборки источников в радиодиапазоне, выполнялся сравнительный анализ оптических и радиохарактеристик объектов в каталоге.

В список указанного каталога были отобраны объекты с инвертированными спектрами и потоками более 250 мЯн. В среднем выборка объектов каталога «РадиоАстрон» содержит более мощные источники по сравнению с полной выборкой на частоте 87 ГВ. Полученные результаты об изменчивости свойств источников в каталоге «РадиоАстрон» указывают, что наряду с работой «центральной машины», активные процессы звездообразования в ядрах космологически удаленных источников поставляют значи-

© А. Е. ВОЛЬВАЧ, В. И. КОСТЕНКО, М. Г. ЛАРИОНОВ,
Л. Н. ВОЛЬВАЧ, 2011

тельную пылевую составляющую. За счет этого может трансформироваться и цвет источников. Одновременное наличие вспышек звездообразования и активности в ядрах может служить косвенным указанием на космологическую удаленность объектов, так как увеличение скорости звездообразования напрямую связано с увеличением красного смещения источников.

Проведено сравнение спектральных характеристик и параметров переменности потоков излучения источников каталога WMAP и объектами результирующего каталога «РадиоАстрон». Для этой цели с использованием радиотелескопа РТ-22 НИИ «Крымская астрофизическая обсерватория» на частотах 22.2 и 36.8 ГГц получены наблюдательные данные полной выборки радиоисточников каталога WMAP для положительных склонений [2].

ТЕСТОВЫЕ НАЗЕМНЫЕ РСДБ-СЕАНСЫ

В целях дальнейшего обоснования, экспериментального расширения и подтверждения указанных выводов в рамках выполнения предстоящей миссии «РадиоАстрон» был проведен ряд подготовительных работ на модели наземного сегмента проекта. В частности, на полигоне в Пушино были проведены комплексные испытания бортового радиотелескопа КРТ-10, в процессе которых были получены основные его характеристики, удовлетворяющие проектным требованиям. В НПО им. С. А. Лавочкина было выполнено тестирование раскрытия элементов поверхности главного зеркала телескопа и испытание всех систем бортового аппаратурного комплекса.

В плане отработки наземно-космической миссии «РадиоАстрон» в 2009 и 2010 гг. были подготовлены и проведены наземные РСДБ-эксперименты в различных частотных и спектральных модах проекта, а именно, использова-

лись верхние и нижние боковые полосы приема в двух круговых поляризациях — правой и левой. Наблюдения проводились на двух близких по характеристикам радиотелескопах РТ-22 в Пушино (Россия) и в Симеизе (Украина). Параметры РТ-22 в Пушино были подобраны таким образом, чтобы оказалось возможным имитировать наземный интерферометр с элементами РТ-22 (Симеиз) и космический радиотелескоп. Для этого была искусственно снижена эффективная площадь РТ-22 (Пушино) и ухудшены шумовые параметры приемной аппаратуры.

Предварительно была проведена модернизация аппаратуры и отработаны современные методы наблюдений необходимые для работы РТ-22 НИИ «Крымская астрофизическая обсерватория» в глобальной РСДБ-сети. Радиотелескоп оснащен аппаратурой, необходимой для РСДБ-исследований космических объектов в миллиметровой области спектра: специализированными высокоскоростными устройствами регистрации данных «Марк-5А», «Марк-5В+», терминалом регистрации в режиме квазиреального времени, водородным стандартом частоты и времени со стабильностью 10^{-15} . Эти нововведения дали возможность продолжить исследования сверхтонкой структуры источников космического радиоизлучения в диапазоне от миллиметровых до дециметровых длин волн, проводить наблюдения астероидов, планет земной группы и мониторинг космического мусора с помощью объединения методов РСДБ и классической радиолокации.

РТ-22 в Пушино также оснащен приемной аппаратурой на длины волн 6 и 1.35 см, цифровыми видеоконверторами, российской системой регистрации РДР-1, водородным стандартом частоты и времени.

Эксперимент на длине волны 6 см. Первый РСДБ-сеанс наблюдений был выполнен в ок-

Таблица 1. Параметры системы радиотелескоп-радиометр для станций Симеиз и Пушино

Антенна	Система регистрации	$A_{\text{эф}}, \text{ м}^2$	$T_{\text{sys}}, \text{ К}$	$SEFD, \text{ Ян}$
Пушино	RDR-1	100	170	4680
Симеиз	Марк-5А	230	120	1440
Космический телескоп	RDR-1	40	70	4800

тябре 2009 г. на длине волны 6 см. Регистрация данных производилась в полосах 4 МГц, в Симеизе — на дисковые регистраторы системы «Марк-5А», а в Пушино — на регистраторе АКЦ РДР-1 (формат RDF). Синхронизация систем в двух пунктах обеспечивалась водородными стандартами частоты и времени и системой синхронизации времени GPS. Для наблюдений были выбраны два источника 3C 454.3 и S 0528+134 (Nimfa). Первый — более сильный источник использовался для уточнения фазовых движений и офсетных параметров в каждом пункте наблюдений. Второй — более слабый объект использовался для отработки времени когерентного усреднения. Параметры радиотелескопов приведены в табл. 1.

В повторном РСДБ-сеансе на длине волны 6 см, который был проведен в июле 2010 г. с модернизированной аппаратурой на РТ-22 в Пушино, проводилась оценка времени когерентного накопления по проектному заданию программы «РадиоАстрон». Наблюдались источники 3C 273 и 1055+018. На последнем, более слабом источнике проводилась отработка максимального 300 с времени когерентного усреднения данных интерферометрических наблюдений.

На рис. 1 приведен отклик для радиоисточника 1055+018 на базе Симеиз — Пушино с временем когерентного интегрирования 400 с.

Во время проведения данного РСДБ-сеанса на радиотелескопе в Пушино имитировалась чувствительность космической антенны в проекте «РадиоАстрон». Интервал когерентности интерферометра Симеиз — Пушино на длине волны 6 см составил при этом около 700 с (рис. 2).

Эксперимент на длине волны 1.35 см. Минимальная длина волны наблюдений, планируемая в проекте «Радиоастрон» — 1.35 см. Для провер-

Таблица 2. Параметры РТ-22 в Симеизе и Пушино на длине волны 1.35 см

Параметр	Симеиз ($D = 22$ м)	Пушино ($D = 22$ м)
$A_{эф}, \text{м}^2$	230	90
КИП, %	50	20
$T_{sys} (\tau = 0), \text{К}$	130 (с атмосферой)	260 (с атмосферой)

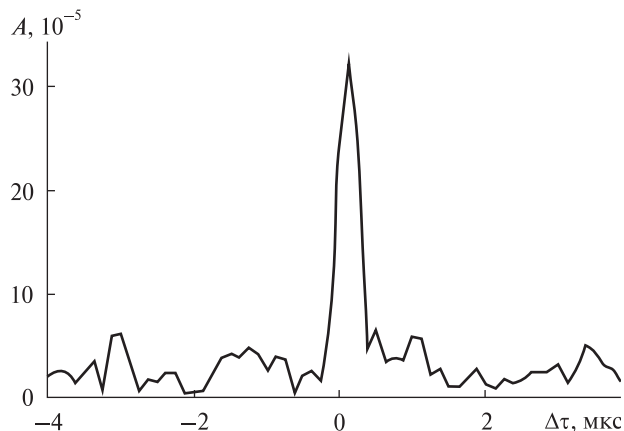


Рис. 1. Отклик для радиоисточника 1055+018 на базе Симеиз — Пушино с временем когерентного интегрирования 400 с. Соотношение сигнал/шум около 15. Коррелированная плотность потока — около 100 мЯн

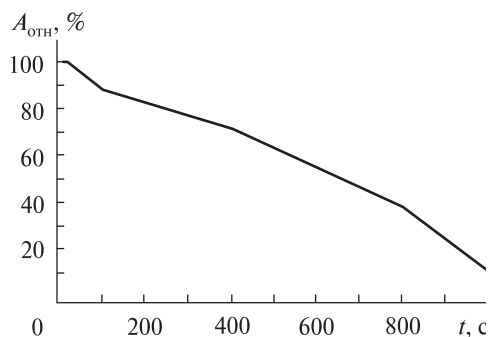


Рис. 2. Кривая автокорреляции для базы Симеиз — Пушино (время когерентности интерферометра около 700 с)

ки параметров модели наземного сегмента в этом диапазоне волн в марте 2010 г. был проведен сеанс радиоинтерферометрии между указанными радиотелескопами в непрерывном спектре и в линии H_2O вблизи частоты 22.235 ГГц.

Параметры станций приведены в табл. 2. Температура системы T_{sys} приведена с учетом вклада температуры атмосферы Земли в направлении зенита (τ).

Зависимость T_{sys} от угла места для станций Симеиз и Пушино приведена на рис. 3.

Автоспектры On-Off для источника Orion KL в Симеизе и Пушино (синий цвет) для дня года 085 времени наблюдения 13:00 UTC, $dF = 3.9$ кГц, времени накопления 1 мин приведены на рис. 4.

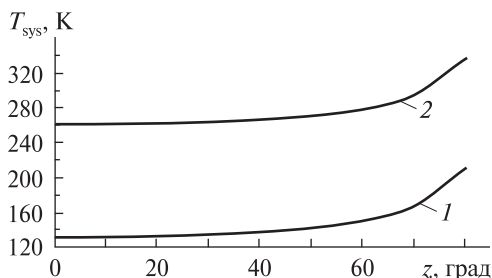


Рис. 3. Зависимость температуры системы от угла места для станций Симеиз (1) и Пушино (2)

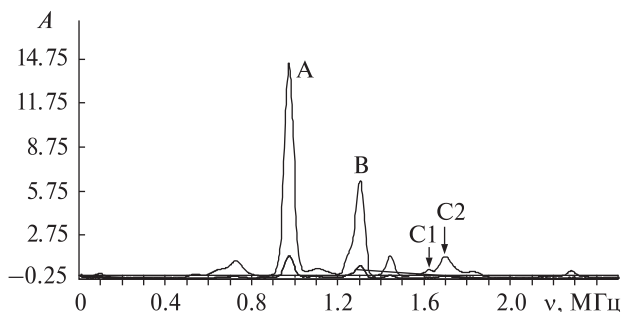


Рис. 4. Автоспектры в Симеизе и Пушино для источника Orion KL

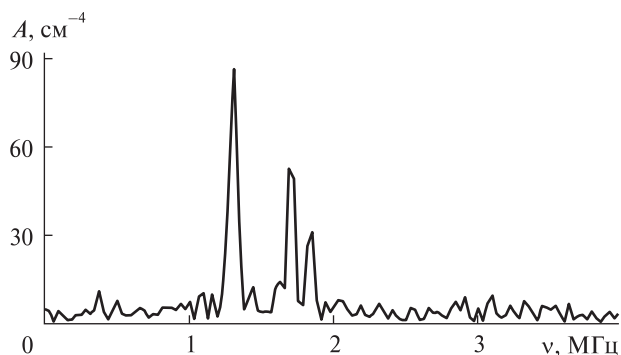


Рис. 5. Orion KL, скан 0851315, амплитуда $A = 0.025$ на частоте 1.3 МГц, Cross LL CP, векторное усреднение, время накопления 1 мин

Лучевые скорости и частоты компонентов составили соответственно:

Компонент А $\nu = +12.2$ км/с (0.97 МГц)
 Компонент В $\nu = +7.7$ км/с (1.30 МГц)
 Компоненты C1, C2 $\nu = +2.5, 0.5$ км/с (1.7, 1.85 МГц)

На рис. 5 приведен скан источника Orion KL для дня года 085 времени наблюдений 13:15 UTC, с учетом потерь при обработке и поглощения в атмосфере. Как видно из рис. 5, зарегистрированы коррелированные отклики от компонентов

C1, C2 ($\text{Ampl} = 0.018, 0.009$) на частотах около 1.7 и 1.85 МГц.

В табл. 3 приведены данные коррелированной амплитуды для компонентов А и В, исправленной за поглощение в атмосфере и 1-битное квантование за три дня наблюдений.

В табл. 4 приведены антенная температура, коррелированный поток и функция видности для спектральных компонентов А, В, C1 и C2 источника Orion KL.

Малые значения функции видности свидетельствуют о том, что размеры рассмотренных спектральных компонентов в спектре радиоизлучения H_2O в источнике Orion KL превышают 20 мсд (миллисекунд дуги).

СПЕКТРАЛЬНО-ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ ИСТОЧНИКА ORION KL В ЛИНИИ ВОДЯНОГО ПАРА НА ВОЛНЕ 1.35 см НА СТАНЦИИ СИМЕИЗ

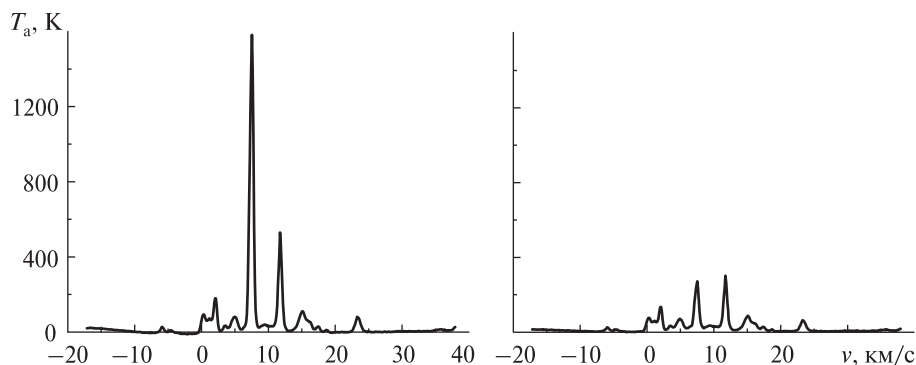
После окончания сеансов РСДБ наблюдений на базе Симеиз — Пушино были проведены спектрально-поляризационные наблюдения источника Orion KL в одиночном режиме на станции Симеиз на длине волны 1.35 см с помощью разработанного и введенного в действие приемника с частотным разрешением 0.5 кГц на базе фурье-спектр-анализатора параллельного типа. Особенностью данного приемного устройства является наличие поляризатора, работающего на эффекте Фарадея. Управление поляризатором производится в автоматическом режиме.

Измерения параметров системы радиотелескоп-радиометр проводились с помощью системы регистрации «Марк-5В+» и программного обеспечения, созданного в лаборатории радиоастрономии КрАО. Шумовая температура сис-

Таблица 3. Orion KL, среднее значение амплитуды для компонентов А и В по дням наблюдений

День наблюдений	Коррелированная амплитуда (исправлено за атмосферу и 1-бит квантование)		dRate (B-A), Гц
	А	В	
83	0.0410	0.0129	0.232
84	0.0380	0.0154	0.243
85	0.0420	0.0146	0.254
Среднее	0.040	0.014	0.243

Рис. 6. Спектр источника Orion KL при настройке поляризатора на максимум (слева) и минимум (справа) поляризованного сигнала в линии около 8 км/с (спектральная составная B)



темы определялась по источникам с известными в данном диапазоне потоками: DR 21, Vir-A, Cyg-A, Tau-A.

На рис. 6 приведены измеренные спектры источников при настройке поляризатора на максимум и минимум поляризованного сигнала. По горизонтальной оси отложена скорость в км/с, по вертикальной — антенная температура в кельвинах. Как видно из рис. 6, в данный момент спектр источника состоит из семи основных компонентов. Излучение компонента с лучевой скоростью 7.7 км/с обнаруживает наличие степени линейной поляризации около 70 % с позиционным углом плоскости поляризации около -20° . Спектральные компоненты A (12.2 км/с), C1 (2.5 км/с) и C2 (0.5 км/с) не обнаруживают линейной поляризации.

В первую эпоху активности источника в 1979—1987 гг. степень поляризации излучения источников составляла 60—70 %, а позиционный угол плоскости поляризации изменялся от -15° для высокоскоростных деталей до -40° у низкоскоростных, но был практически постоянным во времени для каждой отдельно взятой детали [6]. В ноябре 1991 г. источник находился в со-

стоянии низкой активности. Степень линейной поляризации в максимуме линии с лучевой скоростью 7.2 км/с уменьшилась до 43 %. Позиционный угол плоскости поляризации был равен -28° [5].

По данным проведенных в близкую эпоху РСДБ-наблюдений на базе Симеиз — Пушино в газопылевом комплексе Orion KL выделен ряд активных зон. Размеры спектральных компонентов в спектре радиоизлучения H_2O в Orion KL превышают 20 мсд.

ВЫВОДЫ

В экспериментах на волнах 6 и 1.35 см получены и прокалиброваны амплитуды и фазы кросскорреляционных функций и их ход со временем. Продемонстрирована достижимость расчетных параметров аппаратных средств радиотелескопа РТ-22 (Симеиз) и его готовность к участию в дальнейших интерферометрических сеансах. После модернизации РТ-70 (Евпатория) РСДБ-наблюдения по программе «РадиоАстрон» с более высокой чувствительностью будут продолжены с участием трех антенн.

В результате проведенных экспериментов по тестированию наземной сети проекта «РадиоАстрон» можно сделать следующие выводы:

- 1) параметры чувствительности и когерентные свойства интерферометров, реализованных на длинах волн 6 и 1.35 см, соответствуют расчетным для данных показателей отдельных антенн;
- 2) эксперимент с эмуляцией параметров бортового радиоастрономического комплекса свидетельствует о возможности выделения на интерферометре Симеиз-КРТ10 сигналов с коррели-

Таблица 4. Orion KL, характеристики компонентов A, B, C1 и C2

Спектральный компонент	T_a , коррелированная в полосе 16 кГц, К	Коррелированный поток, Ян	Функция видности
	19.3	370	0.015
B	17.4	330	0.025
C1	8.7	170	0.060
C2	4.4	80	0.060

рованным потоком около 100 мЯн при времени когерентного интегрирования около 10 с при соотношении сигнал/шум около 10 и полосе сигнала 6 МГц;

3) РСДБ-эксперимент на длине волны 1.35 см между станциями Симеиз и Пушино продемонстрировал возможности дальнейшего использования указанного интерферометра для спектральных наблюдений в линии водяного пара;

4) введение в действие спектрально-поляризметрического фурье-анализатора на станции Симеиз позволило проводить систематические и комплексные поляризационные исследования областей звездообразования.

Авторы признательны С. Ф. Лихачеву за поддержку в наблюдениях и обработке данных на программном процессоре АКЦ ФИАН, А. В. Коваленко и Б. З. Каневскому за техническую и организационную поддержку экспериментов на антенне в Пушино, И. Д. Стрепке за техническую и организационную поддержку экспериментов на антенне в Симеизе.

1. Вольвач А. Е. Каталог источников для полетной программы «РадиоАстрон» // Космическая наука и технология. — 2009. — **15**, № 6. — С. 28—43.
2. Вольвач А. Е., Вольвач Л. Н., Кардашев Н. С., Ларионов М. Г. Исследование источников каталога WMAP // Астрон. журн. — 2008. — **85**, № 6. — С. 483—497.
3. Вольвач А. Е., Кардашев Н. С., Ларионов М. Г. Об исследовании компактных радиоисточников для программы «РадиоАстрон» // Тр. Гос. астрон. ин-та им. П. К. Штернберга. — 2004. — **75**. — С. 184—185.
4. Вольвач А. Е., Кардашев Н. С., Ларионов М. Г. и др. Исследование статистических и спектральных характе-

ристических радиоисточников каталога «Радиоастрон» в мм диапазоне длин волн // Кинематика и физика небес. тел. — 2007. — **23**, № 3. — С. 174—185.

5. Вольвач А. Е., Матвеев Л. И., Нестеров Н. С. Спектрально-поляризметрические наблюдения линии H_2O (1.35 см) в Орионе KL // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории. — 1995. — **89**. — С. 108—110.
6. Матвеев Л. И., Грэм Д., Даймонд Ф. Область вспышка излучения H_2O мазера в Орионе KL // Письма в Астрон. журн. — 1988. — **14**. — С. 1101—1122.

Надійшла до редакції 27.10.10

A. E. Volvach, V. I. Kostenko, M. G. Larionov, L. N. Volvach

THE TEST OF THE GROUND-BASED SEGMENT OF THE RADIOASTRON MISSION. THE SIMEIZ — PUSHCHINO INTERFEROMETER AT WAVELENGTHS OF 6 AND 1.35 CM

In accordance with the scientific cooperation between Ukraine and Russia, a series of studies is carried out for the preparation of the operation of the ground segment of the «RadioAstron» mission. We elaborated a scientific program of measurements with the use of the 22-m radio telescope RT-22 of the Crimean Astrophysical Observatory. A substantial part of the program is the investigation of compact structures in extragalactic sources as well as the study of structures and the spatial distribution of H_2O galactic masers. To test the model of the ground segment of the «RadioAstron» mission, ground-based VLBI test experiments are conducted jointly with RT-22 of the Crimean Astrophysical Observatory in Simeiz and RT-22 of the PRAO in Pushchino. As a result of data processing with the use of the ASC LPI correlator, amplitudes and phases of cross-correlation functions are obtained and calibrated as well as the available coherence time is estimated. The results of the experiment show that RT-22 of the Crimean Astrophysical Observatory can be used for further joint radiointerferometric sessions, including investigations on the «RadioAstron» project. The modernization of the Simeiz station allowed one to begin systematic and combined polarization researches of star formation regions.

УДК 521.182.2

В. Я. Чолій, В. П. Жаборовський

Київський національний університет імені Тараса Шевченка

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

МЕТОДИКА ОБРОБКИ ДАНИХ ЛАЗЕРНОЇ ЛОКАЦІЇ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ

Описано новий програмний продукт «Київгеодинаміка++», який використовується для обробки даних лазерної локації штучних супутників Землі. Описано архітектуру програми і методику динамічної побудови бази моделей. Увагу зосереджено на моделях, використаних у продукті.

ВСТУП

Вивчення Землі методами геодинаміки неможливе без використання даних лазерної локації супутників. Цей метод продукує велику кількість спостережень, обробка яких можлива лише з використанням найсучасніших комп'ютерів та технологій програмування.

Для визначення і уточнення координат полюса, тривалості доби, коефіцієнтів нутації та інших параметрів обертання Землі застосовується метод диференційних поправок. Суть його полягає в тому, що маючи експериментально виміряну (ρ_o) і теоретично обраховану (ρ_c) відстань до ШСЗ, можна знайти поправку ΔE_i для уточнюваного параметра E_i з системи рівнянь

$$\sum_i \frac{\partial \rho_c}{\partial E_i} \Delta E_i = \rho_o - \rho_c. \quad (1)$$

Таким способом можна визначити поправку ΔE_i для будь-якого параметра E_i , від якого залежить ρ_c . Як правило, спочатку уточнюють параметри орбіти ШСЗ, а потім, використовуючи уточнені значення елементів орбіти, обчислюють нові значення ρ_c і уточнюють інші параметри. Значення ρ_c знаходять з рівняння

$$\rho = \mathbf{r} - \mathbf{QR}. \quad (2)$$

Тут $\mathbf{Q}$ — матриця переходу від земної до небесної

(інерційної) системи координат, $\mathbf{R}$ — координати станції спостереження в ЗСК, $\mathbf{r}$ — координати супутника в ІСК, які, у свою чергу, знаходяться шляхом інтегрування рівнянь руху супутника:

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \mathbf{F}_{geo} + \mathbf{F}_{plan} + \mathbf{F}_{light} + \mathbf{F}_{other}, \quad (3)$$

де $\mathbf{F}_{geo}$, $\mathbf{F}_{plan}$, $\mathbf{F}_{light}$, $\mathbf{F}_{other}$ — сили впливу геопотенціалу, притягання планет, тиску світла та інші (детально див. нижче).

Усі параметри, що стосуються перетворень та сил у виразах (2) та (3), аналізуються та стандартизуються Міжнародною службою обертання Землі IERS (International Earth Rotation Service) шляхом об'єднання їх у моделі. Після циклу таких робіт публікується спеціальний документ, де ці моделі описано. Його називають Стандарт IERS [6, 7]. Науки про Землю розвиваються, а разом із ними розвиваються і змінюються моделі. Тому Стандарт IERS також змінюється. Зрозуміло, що програмне забезпечення, яке використовують для геодинамічних робіт, повинно враховувати зміни стандартів. Це створює певні труднощі, особливо якщо усі моделі записано у код програми. В такому випадку необхідно переписувати великі частини коду і повністю перекомпільовувати програмний продукт.

Ми модернізували розроблений у 1980-х рр. минулого століття у відділі космічної геодинамі-

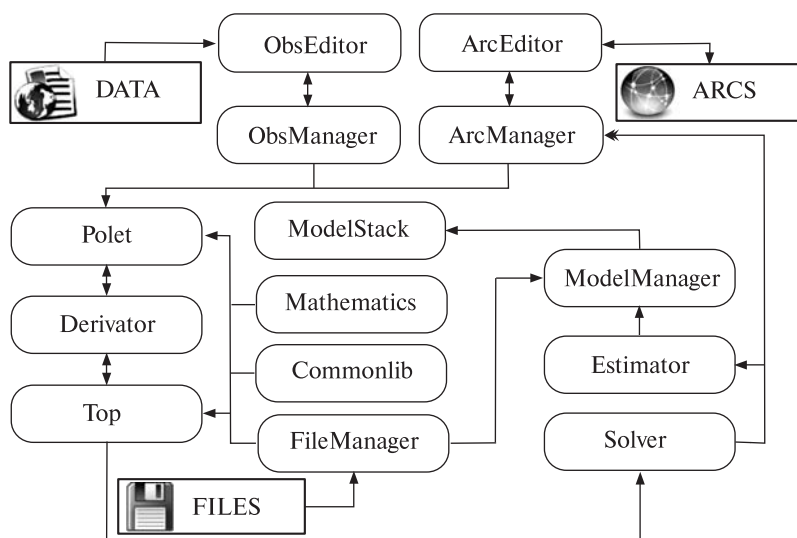


Рис. 1. Блок-схема KG++

міки ГАО НАН України програмний комплекс «Київгеодинаміка», який застосовувався для обробки даних лазерної локації ШСЗ і уточнення параметрів обертання Землі [2—4]. Він був написаний на мові програмування ФОРТРАН, а моделі, які використовувалися, були записані статично, тобто їхня заміна, чи навіть найменша модифікація, вимагала переробки усього продукту. Ми переписали його на мові програмування C++ і зробили можливим динамічну заміну моделей. Новий продукт має дуже мало спільного зі старою версією, однак назва збереглася: «Київгеодинаміка++», або скорочено KG++.

ЗАГАЛЬНА СТРУКТУРА ПРОГРАМИ

Блок-схема програми наведена на рис. 1.

Уся система реалізована як набір виконуваних модулів та спільних динамічних бібліотек. До модулів належать ArcEditor, ObsEditor, Polet та Top. До бібліотек — Mathematics, Obslib, Arclib, Commonlib, Modellib та Derivlib. Модулі обмінюються даними за допомогою двійкових файлів, у яких міститься службова інформація і величини, які входять у вирази (1) — (3). Ці файли містять інформацію лише про певний інтервал часу (як правило, 15 діб) і певну частину орбіти, звідки і походить їхня назва «дуги».

Система звертається до бази спостережень через власну систему управління базами даних

(СУБД) ObsManager. База спостережень регулярно поповнюється спеціальним модулем, який перевіряє наявність нових спостережень на сайтах-архівах наприклад <ftp://cddis.gsfc.nasa.gov/slr/>, і довантажує необхідні дані.

Математичним ядром програми є бібліотека Mathematics, у якій містяться функції для роботи з матрицями, векторами та іншими математичними об'єктами. Бібліотека Commonlib містить в собі загальні функції, як-то для читання даних, перетворення кутів і т. п. Там також містяться всі константи, що використовуються у програмі (число π , швидкість світла в вакуумі, загальні параметри Землі, Сонця, Місяця і т. д.) і системні параметри. Також вона включає компонент FileManager, який використовується для керування файлами.

Бібліотека Modellib, найголовніша у пакеті, містить ModelManager, який слугує для роботи з моделями, необхідними для знаходження величин ρ_c і набір класів, в кожному з яких розміщується одна модель і методи для роботи з нею.

Для керування моделями створений ModelStack — ще один клас, який містить динамічно створюваний при кожному запуску на основі ini-файлів список усіх необхідних для конкретного випадку моделей. Бібліотека написана таким чином, що заміна однієї моделі на іншу такого ж типу потребує лише заміни файла з даними про модель і не вимагає ніяких змін коду.

Бібліотека Obslib містить ObsManager, який використовується для аналізу і завантаження значень ρ_o у форматі, придатному для KG++. Фактично це невелика вузькоспеціалізована СУБД, що служить джерелом спостережень, на основі яких ArcManager з бібліотеки ArcLib формує дуги. Також ці модулі використовуються модулями ObsEditor та ArcEditor, які дозволяють переглядати та редагувати файли даних і файли дуг.

Головними модулями KG++ є Polet та Top. Перший призначено для інтегрування рівнянь руху (3), знаходження в єдиній системі відліку усіх величин, що входять в (1) і запису їх у дугу. Другий — для розв'язання системи лінійних рівнянь (1) відносно ΔE_i методом найменших квадратів. Допоміжний компонент Estimator на основі знайдених ΔE_i утворює *est*-файл, що містить величини поправок у вигляді, який дозволяє модулям ArcManager та ModelManager внести поправки у моделі перед наступними ітераціями. Процедура повторюється до досягнення необхідної точності. Для інтегрування рівнянь руху у модулі Polet використовується інтегратор VASOMI (VARIABLE

Step and Order Method of Integration), який реалізує метод Адамса зі змінним кроком і змінним порядком: крок та порядок інтегрування вибираються автоматично, адаптивно, на основі бажаної точності інтегрування [3, 4].

Для підготовки похідних від відстані по уточнюваних параметрах ($\partial \rho_c / \partial E_i$ у виразі (1)) слугує спеціальний блок Derivator, який використовує методи бібліотеки Derivlib і складається з диференціаторів, причому кожен диференціатор працює з йому відповідною моделлю. Компонент Solver — це універсальний модуль для розв'язування систем лінійних рівнянь. Розв'язок, отриманий модулем Solver, обслуговується набором класів-обчислювачів, кожен з яких знаходиться у відповідності до «свого» диференціатора та «своєї» моделі. Трійка модель-диференціатор-обчислювач є основною функціональною одиницею KG++.

Загальну схему роботи представлено на рис. 2.

Уся система вантажиться динамічно на основі ini-файлів, в яких записані параметри налаштувань: інтервали часу, в яких проводяться обчислення, потрібні моделі та їхні параметри, вели-

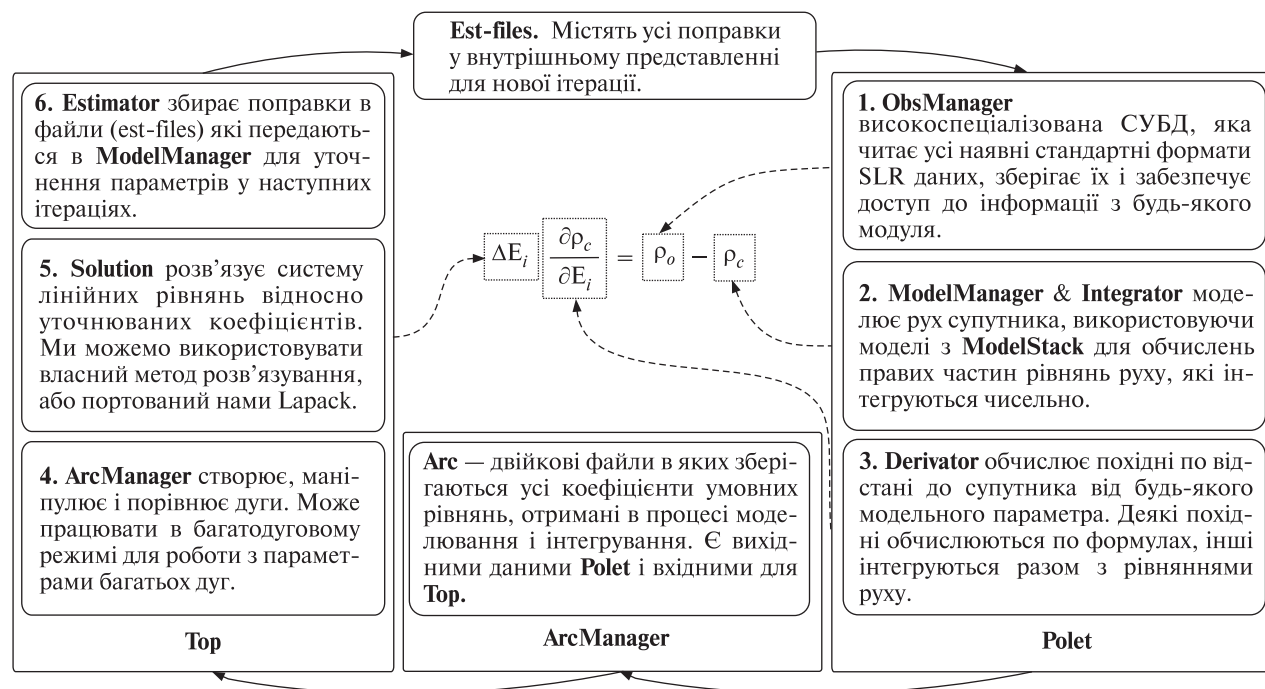


Рис. 2. Принцип роботи KG++

чини, які необхідно уточнювати, імена вхідних та вихідних файлів тощо.

БІБЛІОТЕКА МОДЕЛЕЙ

Як уже зазначалося, ця бібліотека містить усі можливі моделі. Їх обслуговує спеціальний клас, *ModelManager*, який є синглетоном (тобто, у програмі може бути лише один об'єкт цього класу) і який на основі файлу ініціалізації динамічно формує список потрібних моделей та розташовує їх у іншому синглетоні *ModelStack*.

Моделі класифікують за типом результату, який вони повертають (*void*, *value*, *vector* та *matrix*), а також за змістом — на моделі переходів між системами відліку, моделі сил та моделі редуцій спостережень.

Програмно кожна модель є класом, який успадковується від свого базового класу: *ModelVoid*, *ModelValue*, *ModelVector* та *ModelMatrix*, які, у свою чергу, спадкуються від головного класу *Model*. Далі наведено класифікацію моделей за змістом і їхній короткий опис. Повний опис моделей дано в роботах [6, 7] та приведеній там літературі, а також у документації по *KG++*.

Моделі перетворень. Потрібні для приведення усіх векторів в інерційну систему відліку. Для перетворення координат використовується співвідношення

$$[\text{BCRS}] = Q(t)R(t)W(t) [\text{GCRS}], \quad (4)$$

де $Q(t)$ — матриця прецесії-нутації (для її знаходження потрібні моделі *Precession*, *Nutation*, *PrecessionNutation*, *GeodesicPrecession*, *GeodesicNutation*, *FundamentalArguments*, *NutationFreeCore*, *FrameBias*), $R(t)$ — матриця обертання Землі (моделі *Times*, *CelestialPole*), $W(t)$ — матриця врахування положення полюса (моделі *CelestialPole*, *CelestialPoleCorections*), t — час у юліанських століттях від фундаментальної епохи J2000.0. Для роботи зі шкалами часу застосовується модель *Times* [1].

Моделі сил. Використовуються для обчислення сили, яка діє на супутник для інтегрування (3). Відповідно F_{geo} — сила, викликана геопотенціалом (моделі *Geopotential*, та група моделей *TideGeopotential* для врахування припливів у коефіцієнтах геопотенціалу), F_{plan} — гравітацій-

не притягання планет, Сонця і Місяця (модель *Ephemeris* та група моделей *EphemerisLEDE*, *EphemerisInpop*, *EphemerisEpm*), F_{light} — сила тиску світла (моделі *LightPressure*, *LightPressureIndirect*, *SatelliteSpecific*, яка має можливість користуватися циліндричною моделлю тіні, тінню по Кабеляч [8] та по Вохроукліцькому [11–14]), F_{other} — інші сили (моделі *LenseThirring*, *RelativisticPerigeeMotion*, *GeodesicPrecession*, *GeodesicNutation*, *AtmosphericDrag*, *Atmosphere* за моделлю *NRL-MSISE* [10]).

Моделі редуцій. Використовуються для корекції спостережних даних. Сюди відносяться поправки за атмосферу (моделі *Refraction* за Маріні-Мюппеєм [9] та Гарфінкелем [5], *ZenithDelay*, *MappingFunction*), поправки до координат за рух станцій (моделі *Stations*, *StationsVariations*, та група моделей *TideStations* для врахування припливів у положеннях станцій, *Tectonics*, *AtmosphericLoading*) та інші (моделі *EarthSpecific*, *RelativisticDistance*, *KeplerianOrbit*).

ВИСНОВКИ

Головними рисами створеного продукту є його легка адаптація до стандартів, що змінюються з часом, швидкодія та широке використання сучасних методик програмування. Ми плануємо відновити діяльність центру аналізу даних лазерних спостережень ШСЗ в ГАО НАН України і використати новий продукт після проходження ним офіційного тестового періоду *IERS*.

1. Брумберг В. А., Глебова Н. И., Лукашова М. В. и др. Расширенное объяснение к «Астрономическому ежегоднику». — М.: Наука, 2003. — 478 с.
2. Саямов В. Н., Тарадий В. К., Цесис М. Л. Алгоритмы анализа спутниковых наблюдений международной службы вращения Земли. — Киев, 1990. — 22 с. — (Препринт / АН УССР. Ин-т теор. физики; № ИТФ-90-55Р).
3. Тарадий В. К., Цесис М. Л. Вычисление траекторий искусственных спутников Земли. Построение алгоритмов и программ метода Адамса с переменным шагом и переменным порядком. — Киев, 1984. — 16 с. — (Препринт / АН УССР. Ин-т теор. физики; № ИТФ-84-60Р).
4. Тарадий В. К., Цесис М. Л. Вычисление траекторий искусственных спутников Земли. Построение алгоритмов численного интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений. — Киев, 1984. —

- 40 с. — (Препринт / АН УССР. Ін-т теор. фізики; № ИТФ-84-92Р).
5. *Garfinkel B.* Astronomical refraction in a polytropic atmosphere // *Astron. J.* — 1967. — **72**. — P. 235–254.
 6. *IERS Conventions (2003)* / Eds D. McCarthy, G. Petit. — Frankfurt, IERS Conventions Center, 2004. — 128 p.
 7. *IERS Conventions (2009)* / Eds G. Petit, B. Luzum. — Frankfurt, IERS Conventions Center, 2010. — 160 p.
 8. *Kabelac J.* Shadow function — Contribution to the theory of the motion of artificial satellites // *BAIC*. — 1988. — **39**, N 6. — P. 213–220.
 9. *Marini J. W., Murray C. W.* Correction of laser range tracking data for atmospheric refraction at elevations above 10 degrees. — Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD, 1973. — NASA-TM-X-70555.
 10. *Picone J. M., Hedin A. E., Drov D. P., Aikin A. C.* NRL-MSISE-00 Empirical Model of the Atmosphere. Statistical Comparisons and Scientific Issues // *J. Geophys. Res.* — 2003. — **107**. — P. 1468–1485.
 11. *Vokrouhlicky P., Farinella P., Mignard F.* Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. I. A complete theory including penumbra transitions // *Astron. and Astrophys.* — 1993. — **208**. — P. 295–312.
 12. *Vokrouhlicky P., Farinella P., Mignard F.* Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. II. An approximate method to model penumbra transitions and their long-term orbital effects on LAGEOS // *Astron. and Astrophys.* — 1994. — **285**. — P. 333–343.
 13. *Vokrouhlicky P., Farinella P., Mignard F.* Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. III. Global atmospheric phenomena and the albedo effect // *Astron. and Astrophys.* — 1994. — **290**. — P. 324–334.
 14. *Vokrouhlicky P., Farinella P., Mignard F.* Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. IV. Effects of Earth's polar flattening on the shadow structure and penumbra transitions // *Astron. and Astrophys.* — 1996. — **307**. — P. 635–644.

Надійшла до редакції 09.12.10

V. Ya. Choliy, V. P. Zhaborovsky

A PROCEDURE FOR THE PROCESSING OF EARTH'S SATELLITE LASER RANGING DATA

We present a new software, *KyivGeodynamics++*, for the processing of Earth's satellite laser ranging data. The software architecture and the procedure for dynamical compilation of the model base are described. The models used in the software are considered in detail.

УДК 528.8.04

А. Д. Федоровский, Л. П. Лищенко, И. Г. Артеменко, К. Ю. Суханов

Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі

Інституту геологічних наук Національної академії наук України, Київ

МОДЕЛИРОВАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ CO₂ В АТМОСФЕРЕ НА ОСНОВЕ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ДЗЗ (НА ПРИМЕРЕ НИКОПОЛЬСКОГО ГОРНОПРОМЫШЛЕННОГО РАЙОНА)

На прикладі Нікопольського гірничопромислового району обґрунтовується методика моделювання змін вмісту в атмосфері вуглекислого газу під впливом антропогенних і природно-антропогенних процесів. Використовувались космічні знімки Землі з 2002 по 2009 рр.

ВВЕДЕНИЕ

Охрана окружающей природной среды и рациональное использование естественных ресурсов — одна из актуальных проблем современности. Киотский протокол, являющийся дополнением к Рамочной конвенции ООН об изменении климата (РКИК), обязывает развитые страны и страны с переходной экономикой сократить или стабилизировать выбросы парниковых газов в 2008—2012 гг. по сравнению с 1990 г. Соответственно с этим каждая страна, подписавшая Киотский протокол, имеет свою квоту на выбросы парниковых газов. В то же время странам, которые превышают выбросы по своей квоте, необходимо или сократить выбросы парниковых газов или приобрести часть квоты тех стран, у которых уровень выбросов парниковых газов меньше, чем в 1990 г. Киотский протокол стал первым глобальным соглашением об охране окружающей среды, основанным на рыночном механизме регулирования — механизме международной торговли квотами на выбросы парниковых газов.

В связи с этим очевидна актуальность создания методик моделирования и прогноза содер-

жания в атмосфере углекислого газа, которое зависит от различных природных и техногенных факторов. К двум основным факторам относятся: антропогенные процессы, которые связаны с выделением CO₂ при сжигании органического топлива и природно-антропогенные, связанные с изменениями во времени видового состава и занимаемых площадей растительного покрова [2].

Для мониторинга содержания CO₂ в земной атмосфере наиболее перспективными источниками информации представляются многоспектральные космические снимки ДЗЗ, полученные как в оперативном режиме, так и за предыдущие годы наблюдений ДЗЗ [4].

Цель данной работы заключается в обосновании методики моделирования сценариев изменения содержания в атмосфере углекислого газа в зависимости от антропогенных и природно-антропогенных процессов. В качестве исходной информации использовались космические снимки Никопольского горнопромышленного района за период с 2002 по 2009 гг.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Никопольский горнопромышленный район (НГПР) площадью порядка 50 × 30 км² выбран в связи с тем, что эта территория за исследуемый период испытала значительные преобразования под влиянием хо-

зяйственной и горнопромышленной деятельности. Основными причинами таких изменений является интенсивная карьерная добыча марганцеворудного сырья, его обогащение и наращивание объемов промышленного производства. Как следствие этого является изменение природно-техногенной среды — расширение площадей отчуждения под добычу и переработку сырья и сокращение площадей, занятых природными ландшафтами [3].

В качестве исходной информации для получения данных о развитии антропогенных и природно-антропогенных процессов были использованы космические снимки ДЗЗ территории Никопольского района со спутников «Метеор-3М», «Landsat-7», EOS AM-1 Terra за период с 2002 по 2009 гг. Концентрация CO_2 в атмосфере за этот период определялась на основе данных Национального управления США по аэронавтике и исследованию космического пространства (NASA), полученных при использовании сенсора AIRS космический аппарат Aqua за период с 2002 по 2009 гг. [11].

На рис. 1 представлены космические снимки НГПР со спутников «Метеор-3М» (2002 г.) и EOS AM-1 Terra сенсор ASTER (2009 г.). График изменения концентрации CO_2 в атмосфере исследуемого района по квартально с 2002 по 2009 гг. представлен на рис. 2.

МЕТОДЫ

Среди методов дешифрирования космических снимков ДЗЗ для решения задач космического геомониторинга ДЗЗ интерес представляет группа геоморфологических методов (ландшафтных, морфографических, морфометрических), где используются разные косвенные признаки (цвет, яркость, структура и текстура), которые воспроизводятся на изображениях земной поверхности. Дешифрирование на основе геоморфографических методов, способствующих исследованию и решению различных задач природопользования, основано на качественном анализе расчлененности рельефа, рисунка гидросети, кольцевых структур, линейментов и других признаков тектонических структур. Геоморфометрические методы позволяют представить качественные морфографические показатели в количествен-



Рис. 1. Космические снимки Никопольского горнопромышленного района: а — «Метеор-3М» (2002 г.), б — «Terra Aster» (2009 г.)

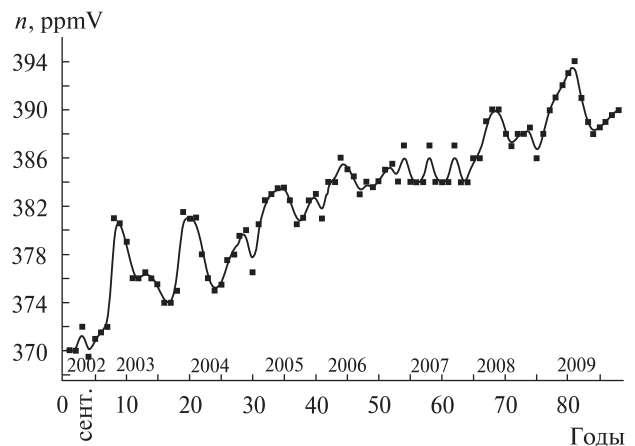


Рис. 2. Изменение концентрации n углекислого газа в атмосфере Никопольского горнопромышленного района с 2002 по 2009 гг.

ной форме: в виде цифровой информации, карт изолиний и т. д. [1]. Текстуальные признаки, благодаря простоте и компактности описаний, значительно расширяют возможности морфологических методов, их можно сравнить с инвариантами моментов или стохастическими инвариантами. Для выявления пространственных информативных признаков разных фрагментов использовался пространственно-частотный анализ изображений, который позволяет в сжатой форме описать структурные характеристики того или другого фрагмента. Под пространственно-частотным анализом предполагается представление двумерного распределения плотности фототона исследуемого фрагмента снимка в виде набора соответствующих пространственных гармоник, называемого пространственным спектром [8, 10].

В ЦАКИЗ ИГН НАН Украины была разработана специальная компьютерная программа, которая позволяет для фрагмента снимка вычислить двумерный пространственный фурье-спектр как для отдельных спектральных каналов, так и для синтезированного из нескольких спектральных слоев снимка.

Кроме того, при дешифрировании космических снимков использовались известные методы марковских моделей и фрактальной геометрии с их приложениями к описанию форм различных объектов [7]. Математическую основу этих методов составляет модель поверхностного фрактала, программная реализация которого использовалась для дешифрирования космических изображений различных ландшафтов НГПР.

Для моделирования содержания углекислого газа в атмосфере в зависимости от антропогенных и природно-антропогенных процессов использовался ландшафтно-системный подход [9]. Суть метода состоит в анализе природной среды как сложной системы, объединяющей в себе множество разнородных процессов, связанных между собой стохастическими зависимостями. Анализ архивных данных этих процессов обеспечивает построение динамической модели соответствующей природной системы, предназначенной для моделирования сценариев развития в ней этих процессов.

Одним из перспективных методов моделирования сложных систем является метод адаптивного баланса влияний (АВС-метод), основанный на системном анализе причинно-следственных связей между моделируемыми процессами [5, 12]. Таким образом, возникает задача построения динамико-стохастической модели адаптивного баланса влияний на основе экспертных данных о причинно-следственных отношениях в модельной системе с дальнейшим моделированием процессов развития. Основное уравнение метода выражает баланс тенденций в изменении значений процесса (x), обусловленных влияниями на него со стороны других процессов [6]:

$$dx_i/dt = [1 - 2F^{(+)}(a_{i1}x_1 + a_{i2}x_2 + \dots + a_{in}x_n + x_i)] \cdot (1)$$

Уравнение (1) становится наиболее простым в случае выбора базовой функции влияний $F^{(+)}$ в форме параболы, которая асимптотично приближается к единице. При этом уравнение становится линейным и приобретает вид

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

где t — временной аргумент процесса.

Коэффициенты влияния a_{ij} в уравнении модели могут быть идентифицированы двумя основными путями: по оценкам экспертов и на основе статистической обработки архивных данных.

В ЦАКИЗ ИГН НАН Украины для моделирования содержания углекислого газа в атмосфере была разработана компьютерная программа, которая использовалась в данной работе.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

С помощью компьютерных программ была выполнена тематическая обработка космических снимков территории НГПР, которая позволила картографировать изменения по площади и во времени развитие антропогенных и природно-антропогенных процессов. В таблице приведены результаты этой обработки в виде процентных соотношений соответствующих площадей процессов.

Для моделирования значения площадей антропогенных и природно-антропогенных процессов и значения концентрации CO₂ в атмосфере, приходящиеся на летний период (таблица) нормировались. Моделирование сценариев развития содержания CO₂ в атмосфере выполнялось на основе разработанной концептуальной модели и математических уравнений (1) и (2) для десяти вариантов исследуемых процессов.

На рис. 3 представлены результаты моделирования сценария изменения содержания CO₂ в атмосфере НГПР в зависимости от изменения антропогенных и природно-антропогенных процессов.

На графике по горизонтальной оси нанесены последовательные временные отсчеты, а по вертикальной — относительные значения исследуемых процессов и концентрации CO₂ в атмосфере. Из рассмотрения полученных зависимостей можно заключить, что при расширении площадей антропогенных процессов растет содержание CO₂ в атмосфере и уменьшаются площади природно-антропогенных процессов, что негативно сказывается на экологическую обстановку в НГПР.

ВЫВОДЫ

Имитационные эксперименты с моделью НГПР показали, что последняя адекватно реагирует на изменения входящих в нее значений процессов, позволяет наблюдать динамику развития сце-

Размер площадей антропогенных и природно-антропогенных процессов и значения концентрации n CO₂ в атмосфере Никопольского горнопромышленного района с 2002 по 2009 гг.

Номер п/п	Год	Площадь антропогенных процессов, %	Площадь природно-антропогенных процессов, %	n , ppmv
1	2002	59	41	372
2	2003	58	42	379
3	2004	57	43	381
4	2005	56	44	384
5	2006	54	46	385
6	2007	51	49	386
7	2008	47	53	390
8	2009	45	55	394

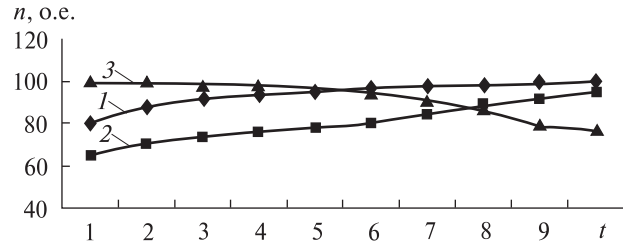


Рис. 3. Результаты моделирования изменения концентрации CO₂ в атмосфере НГПР (ряд 1) в зависимости от изменения антропогенных (ряд 2) и природно-антропогенных (ряд 3) процессов

нариев функционирования природной системы НГПР, при которых рост антропогенной нагрузки непосредственно влияет на содержание CO₂ в атмосфере и экологическую обстановку в НГПР при уменьшении площади природно-антропогенных процессов.

На примере исследования НГПР обоснована возможность моделирования сценариев развития содержания в атмосфере углекислого газа в зависимости от антропогенных и природно-антропогенных процессов с использованием в качестве исходной информации космических снимков ДЗЗ.

1. Григорьев А. А. Космическая индикация ландшафтов Земли. — Л.: Изд-во ЛГУ, 1975. — 185 с.
2. Изменения земных систем в Восточной Европе / Отв. ред. В. И. Лялько. — Киев, 2010. — 582 с.
3. Лищенко Л. П., Рябоконтенко С. А., Федоровский А. Д. Оценка геоэкологического состояния горнопромышленных территорий на основе ландшафтно-системного подхода и аэрокосмической информации // Экологія довкілля та безпека життєдіяльності. — 2004. — № 2. — С. 5—11.
4. Лялько В. І., Артеменко І. Г., Жолобак Г. М. та ін. Дослідження впливу змін CO₂ та CH₄ в атмосфері на клімат за матеріалами космічних зйомок // Геолог. журн. — 2007. — № 4. — С. 7—16.
5. Моисеев Н. Н. Математические задачи системного анализа. — М.: Наука, 1981. — 487 с.
6. Тимченко И. Е., Игумнова Е. М. Прогнозирование природных процессов методом адаптивного баланса влияний // Мор. гидрофиз. журн. — 2004. — № 5. — С. 53—63.
7. Федер Е. Фракталы. — М.: Мир, 1991. — 254 с.
8. Федоровский А. Д. К вопросу дешифрирования космических снимков природных ландшафтов // Космічна наука і технологія. — 1999. — 5, № 5/6. — С. 9—15.

9. Федоровский А. Д., Лищенко Л. П. Ландшафтно-системный подход при оценке геоэкологической ситуации в регионе // Доповіді НАН України. — 2003 — № 11. — С. 126—131.
10. Харалик Р. М. Статистичний і текстурний підхід до опису текстур // ТИИЭР. — 1979. — № 5. — С. 98—120.
11. Engelen R. J., Serrar S., Chevallier F. Four Dimensional Data Assimilation of Atmospheric CO₂ using AIRS Observations // J. Geophys. Res. — 2009. —
12. Forrester J. W. Industrial Dynamics. — Cambridge MA, Productivity Press, 1961. — 391 p.

Надійшла до редакції 03.12.10

*A. D. Fedorovsky, L. P. Lischenko,
I. G. Artemenko, K. Yu. Sukhanov*

SIMULATION OF ATMOSPHERIC CARBON DIOXIDE CONTENT USING SPACE-BORN REMOTELY SENSED DATA: CASE STUDY FOR THE NIKOPOL MINING DISTRICT

The procedure of the simulation of changes in atmospheric carbon dioxide content under the influence of anthropogenic and natural-anthropogenic processes is substantiated using the Nikopol mining district as an example. Space-born images of the Earth from 2002 to 2009 are applied.

УДК 551.510

Т. В. Скороход

Інститут космічних досліджень Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Київ

МОРФОЛОГИЧЕСКАЯ СТРУКТУРА И ВОЗМОЖНЫЕ ИСТОЧНИКИ АКУСТИКО-ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН В ИОНОСФЕРЕ

За даними вимірювань на супутнику «Dynamics Explorer 2» досліджувались акустико-гравітаційні хвилі (АГХ) в термосфері. Показано, що планетарне поле АГХ містить регулярну і спорадичну складові. Складено каталог хвильових форм АГХ та досліджено можливі приземні джерела генерації цих хвиль: тропічні циклони, запуски ракет і землетруси. За результатами статистичного аналізу зв'язку з тропічними циклонами і запусками ракет не виявлено, зв'язок із землетрусами — ймовірний.

ВВЕДЕНИЕ

Акустико-гравитационные волны (далее АГВ) на ионосферных высотах — один из типов колебаний верхней нейтральной атмосферы с периодами от десяти до нескольких десятков минут, горизонтальными длинами волн от сотен до более полутора тысяч километров. Выявление и количественный анализ АГВ является сложной задачей [2, 5, 6].

Одна из причин современного интереса к АГВ связана с предполагаемой ролью этих волн в формировании потоков энергии, воздействующих на ионосферу снизу. Согласно многочисленным данным в состоянии ионосферы локально отображаются явления, происходящие в нижней атмосфере и на поверхности Земли: ураганы, цунами, землетрясения, вероятно процессы подготовки землетрясений, старты ракет, ядерные и химические взрывы, другие природные и антропогенные явления, связанные с мощными возмущениями нижней атмосферы. Но только в немногих наблюдениях указанные источники ионосферных вариаций были отождествлены или априори известны (как при регистрации отклика ионосферы на ядерные взрывы), в боль-

шинстве же случаев связь космических и приземных процессов только декларировалась.

Цель работы состоит в систематическом изучении волнового поля АГВ в ионосфере и на этой основе выявлении связи наблюдаемых возмущений с воздействиями снизу.

МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ДАННЫХ

Был проведен анализ измерений на спутнике «Dynamics Explorer 2» (DE2) — последнем низкоорбитальном аппарате, предназначенном для прямой регистрации параметров термосферы Земли. Обработывались данные последних четырех месяцев активного функционирования спутника (по 15 февраля 1983 г.), данные брались из сайта <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/atmoweb>.

Математическая обработка по методике [3] состояла в полосовой фильтрации данных в диапазоне длин волн среднemasштабных возмущений. На рис. 1 представлен пример зарегистрированного на спутнике распределения концентраций основных атмосферных газов [O] и [N₂] (движение DE2 происходило практически вдоль меридиана, поэтому ход измеряемых параметров всюду подан как функция географической широты спутника). На этом же рисунке представлены относительные колебания плотности $\delta[N_2]/[N_2]$ и $\delta[O]/[O]$.

СТРУКТУРА ПЛАНЕТАРНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ АКУСТИКО-ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН

В результате анализа более чем 400 витков измерений за период 1 ноября 1982 г. — 15 февраля 1983 г. был составлен каталог АГВ. Рис. 1 демонстрирует типичную запись хода волнового возмущения вдоль одного из орбитальных витков. В планетарном распределении АГВ выделяются: 1) область относительно спокойной атмосферы — область средних и низких широт, 2) сильно возмущенная область полярных шапок [1]. На данном фоне спорадически наблюдаются изолированные волновые всплески — локализованные волновые пакеты (ЛВП), которые различаются по широтному расположению (вблизи или вдали от авроральных овалов) и по форме огибающей: острова (одинарные и двойные) и полуострова (рис. 2).

Всего за рассматриваемый период удалось выделить 53 ЛВП (табл. 1). На рис. 3 области наблюдения ЛВП вдоль орбиты спутника представлены на фоне географической карты. Отметим случайный характер возникновения ЛВП во времени и по координате.

ВОЗМОЖНЫЕ ИСТОЧНИКИ ВОЗМУЩЕНИЙ

Тропические циклоны. Рассмотрим корреляцию ЛВП с тропическими циклонами (ТЦ), достигшими фазы урагана (тайфуна, циклона), т. е. со скоростью ветра более 120 км/ч. Связь АГВ с ТЦ ранее

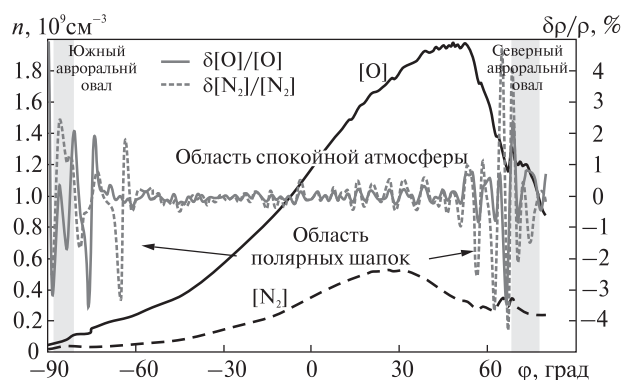


Рис. 1. Орбитальный ход концентрации атомарного кислорода (сплошная жирная кривая), молекулярного азота (пунктир) на витке 7468 и отфильтрованные в диапазоне горизонтальных длин волн $\lambda = 400...700$ км их вариации $\delta[O]/[O]$ (сплошная серая кривая) и $\delta[N_2]/[N_2]$ (серая пунктирная линия)

исследовалась в работах [4, 7] и др. На рис. 4 изображены следы прохождения четырех мощных ТЦ в период с 1 ноября 1982 г. до 15 февраля 1983 г. (табл. 2, данные из <http://weather.unisys.com/hurricane>).

Каждый из указанных ТЦ был изучен отдельно. На карту наносились сами циклоны и все ЛВП, которые были обнаружены не позднее чем через сутки после ослабления ураганной фазы ТЦ. На примере тайфуна № 27, след которого представлен на рис. 5, видно, что ЛВП не связаны с ним даже визуально. За время жизни тайфуна

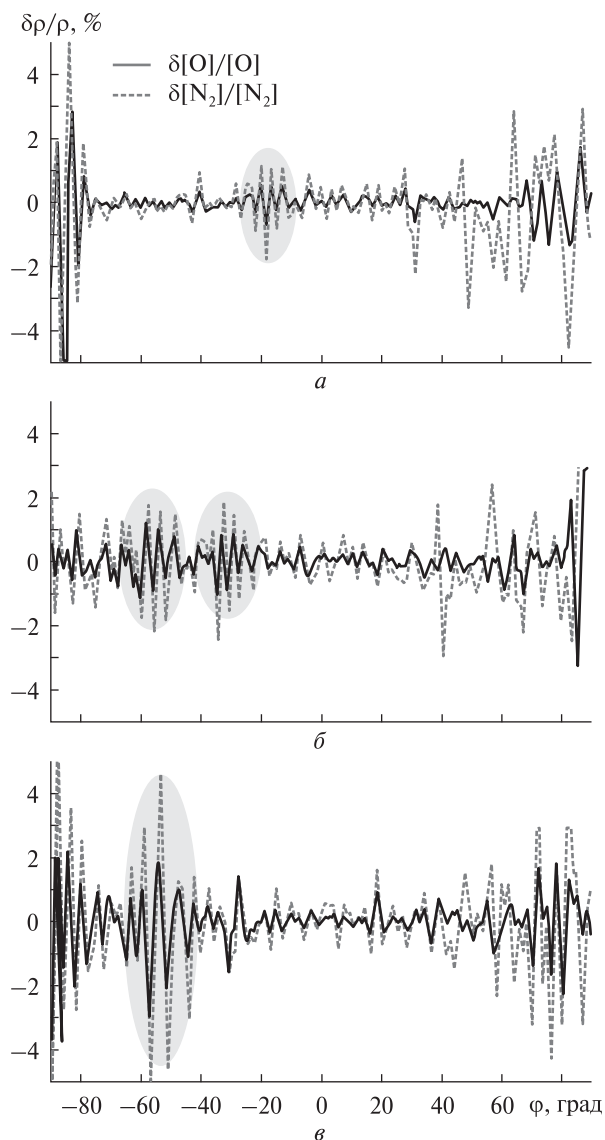


Рис. 2. Типы локализованных волновых пакетов: а — остров, б — двойной остров, в — полуостров

Таблица 1. Каталог наблюдений локализованных волновых пакетов акустико-гравитационных волн

Номер ЛВП	Дата	UT, ч	Местоположение ЛВП	Номер витка спутника	$A_{\text{max}}/A_{\text{фон}}$
1	15 ноября 1982 г.	23.11	68°W, 20°—56°S	7082	7
2	17 ноября 1982 г.	01.73	105°W, 31°—47°S	7099	5
3	18 ноября 1982 г.	22.51	59°W, 15°—27°S	7128	3
4	22 ноября 1982 г.	09.53	128°E, 40°—60°S	7182	2
5	23 ноября 1982 г.	16.69	24°E, 3°N—42°S	7202	5
6	25 ноября 1982 г.	14.65	52°E, 0°—23°S	7232	5
7	26 ноября 1982 г.	12.23	86°E, 6°N—4°S	7246	3
8	26 ноября 1982 г.	23.02	77°W, 25°N—30°S	7253	3
9	28 ноября 1982 г.	04.38	158°W, 5°—15°S	7272	2
10	28 ноября 1982 г.	16.59	17°E, 10°—27°S	7280	3
11	29 ноября 1982 г.	15.72	29°E, 2°—14°S	7295	2
12	29 ноября 1982 г.	21.88	64°W, 10°—35°S	7299	5
13	30 ноября 1982 г.	05.60	180°E, 20°N—4°S	7304	5
14	30 ноября 1982 г.	22.71	75°W, 10°—37°S	7315	5
15	1 декабря 1982 г.	01.60	121°W, 26°N—25°S	7317	5
16	2 декабря 1982 г.	14.83	44°E, 4°—20°N	7341	3
17	2 декабря 1982 г.	14.83	44°E, 18°—23°S	7341	3
18	4 декабря 1982 г.	05.00	176°W, 0°—15°S	7366	2
19	6 декабря 1982 г.	03.13	146°W, 20°—40°N	7396	4
20	10 декабря 1982 г.	16.19	13°E, 39°—48°N	7467	5
21	11 декабря 1982 г.	10.61	95°E, 30°—45°N	7479	3
22	12 декабря 1982 г.	09.64	108°E, 0°—34°N	7494	4
23	12 декабря 1982 г.	12.73	62°E, 40°—60°N	7496	4
24	12 декабря 1982 г.	18.93	30°W, 40°—50°N	7500	3
25	2 января 1983 г.	20.22	110°E, 18°—26°N	7830	2
26	5 января 1983 г.	14.88	175°W, 30°—35°S	7874	3
27	5 января 1983 г.	14.88	175°W, 7°—16°N	7874	5
28	6 января 1983 г.	13.65	157°W, 22°—32°S	7889	2
29	6 января 1983 г.	13.65	157°W, 40°—50°N	7889	2
30	9 января 1983 г.	08.6	84°W, 15°—20°N	7933	5
31	12 января 1983 г.	20.31	100°E, 40°—30°S	7988	3
32	13 января 1983 г.	06.91	61°W, 48°—40°S	7995	6
33	13 января 1983 г.	13.55	17°E, 30°—40°N	8000	5
34	14 января 1983 г.	19.29	112°E, 5°—24°N	8019	5
35	21 января 1983 г.	08.61	97°W, 35°—27°S	8123	3
36	22 января 1983 г.	05.78	50°W, 37°—25°S	8137	5
37	22 января 1983 г.	05.78	50°W, 2°—12°N	8137	5
38	24 января 1983 г.	12.31	153°W, 27°—33°N	8173	2
39	24 января 1983 г.	06.22	62°W, 50°—35°S	8169	5
40	25 января 1983 г.	01.87	2°E, 65°—35°S	8182	11
41	25 января 1983 г.	09.59	112°W, 25°—15°S	8187	3
42	27 января 1983 г.	15.82	150°E, 52°—32°S	8223	10
43	27 января 1983 г.	05.10	45°W, 47°—43°S	8216	4
44	28 января 1983 г.	05.36	53°W, 55°—45°S	8232	2
45	29 января 1983 г.	08.45	99°W, 52°—32°S	8250	6
46	31 января 1983 г.	08.71	105°W, 32°—25°S	8282	5
47	1 февраля 1983 г.	05.69	64°W, 50°—35°S	8296	2
48	1 февраля 1983 г.	17.73	114°E, 45°—35°S	8304	9
49	4 февраля 1983 г.	01.51	25°W, 32°—27°S	8341	5
50	7 февраля 1983 г.	11.92	158°W, 45°—35°S	8396	4
51	7 февраля 1983 г.	05.92	73°W, 50°—35°S	8392	5
52	13 февраля 1983 г.	01.77	166°E, 10°—30°N	8486	2
53	15 февраля 1983 г.	09.47	150°W, 43°—27°S	8523	5

Примечание. В последней колонке указано превышение амплитуды волнового пакета над фоновым уровнем АГВ

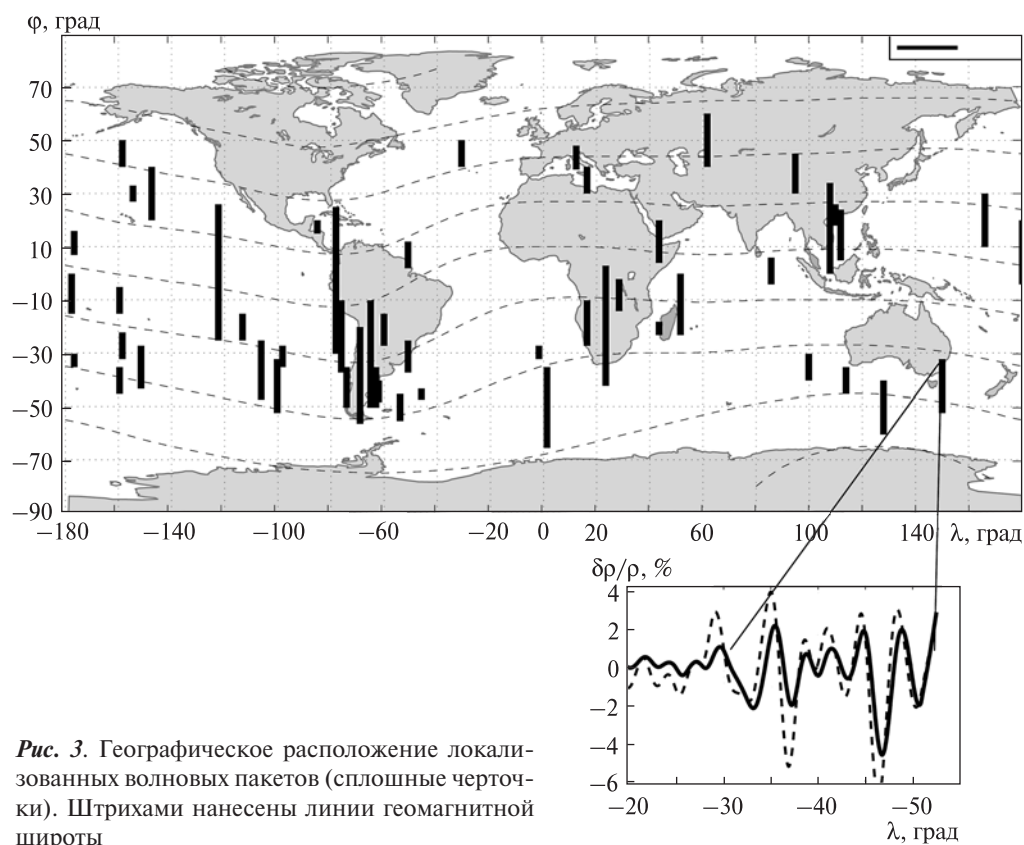


Рис. 3. Географическое расположение локализованных волновых пакетов (сплошные черточки). Штрихами нанесены линии геомагнитной широты

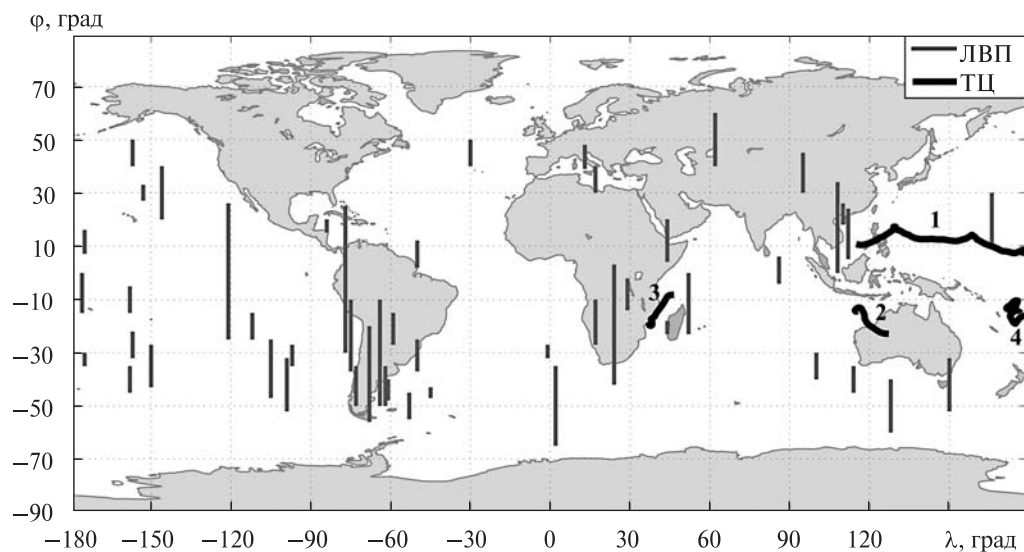


Рис. 4. Траектории прохождения тропических циклонов на фоне планетарного распределения локализованных волновых пакетов: 1 — тайфун № 27 (21 ноября — 9 декабря 1982 г.), 2 — циклон № 7 (4—10 января 1983 г.), 3 — циклон № 8 (10—16 января 1983 г.), 4 — циклон № 10 (18—30 января 1983 г.)

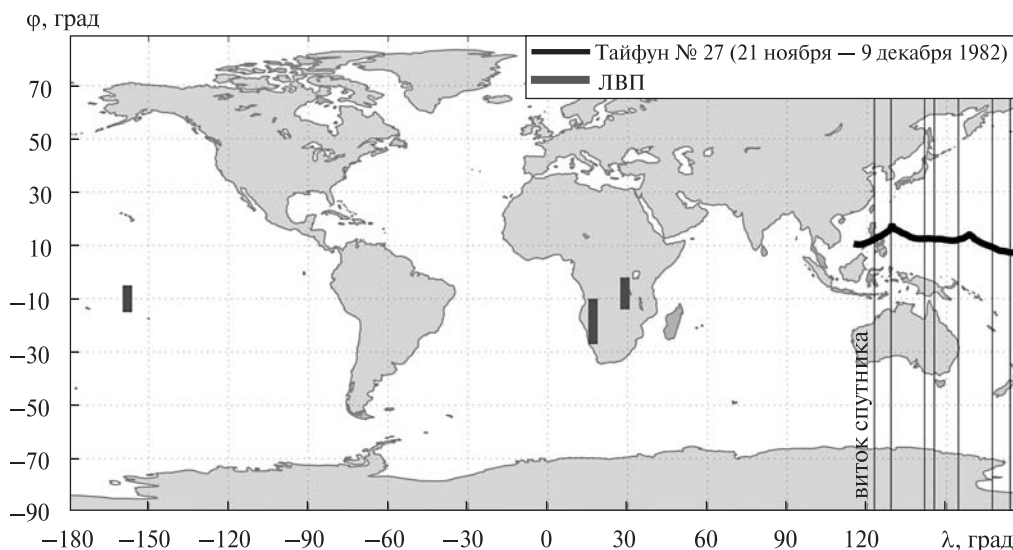


Рис. 5. След тайфуна третьей категории и наблюдаемые в эти дни ЛВП

спутник покрыл почти всю поверхность Земли с интервалом в 3—5°, орбитальные витки над тайфуном показаны на рис. 5. Так же обстоит дело и с остальными ТЦ. Таким образом, связь ТЦ и ЛВП в данных наблюдениях не подтверждается.

Запуски ракет. Для изучения связи ЛВП с запусками ракет на карту были вынесены местоположения всех космодромов (рис. 6, а) и конкретно проанализированы запуски с трёх из них — космодромов Плесецк, Байконур и Капустин Яр (всего 21 запуск). Как видно из рис. 6, б, и в этом случае связь отсутствует.

Землетрясения. Эпицентры землетрясений, происшедших в исследуемый период, указаны на рис. 7 (данные взяты из http://earthquake.usgs.gov/earthquakes/eqarchives/epic/epic_global.php). Основное число ЛВП расположено относительно близко к местам формирования мощных землетрясений.

Для дальнейшего анализа множество землетрясений, могущих служить источниками ЛВП, ограничим следующими критериями. Будем рассматривать только землетрясения с магнитудой $M > 5.0$, глубиной гипоцентра $D < 100$ км, удаленные менее чем на 4500 км от ЛВП и происшедшие в пределах ± 24 ч от момента регистрации ЛВП.

На рис. 8 представлена причинно-следственная диаграмма, на которой методом наложения эпох все отобранные землетрясения помещены в начало отсчёта, а ЛВП показаны по отношению к ним в системе координат «время — расстояние». В области отрицательных времён ЛВП являются предвестниками землетрясений, в области положительных времён — откликами. Показан сверхзвуковой конус, внутри которого связь событий физически невозможна. На рис. 8 выделилась группа волновых пакетов, которые можно связать с возможными предвестниками землетрясений (в интервале времен — 8... — 4 ч), в осталь-

Таблица 2. Тропические циклоны, которые достигли ураганной силы в период с 1 ноября 1982 г. до 15 февраля 1983 г.

Тропический циклон	Местоположение тропических циклонов	Время жизни как урагана	Максимальная скорость ветра, км/ч	Категория
Тайфун № 27	8°—13°N, 168°—158°E	26—29 ноября 1982 г.	185	3
Циклон № 7	17°—21°S, 118°—121°E	8—9 января 1983 г.	148	1
Циклон № 8	15°—16°S, 41°—40°E	12 января 1983 г.	120	1
Циклон № 10	15°—18°S, 174°—173°E	25—26 января 1983 г.	148	1

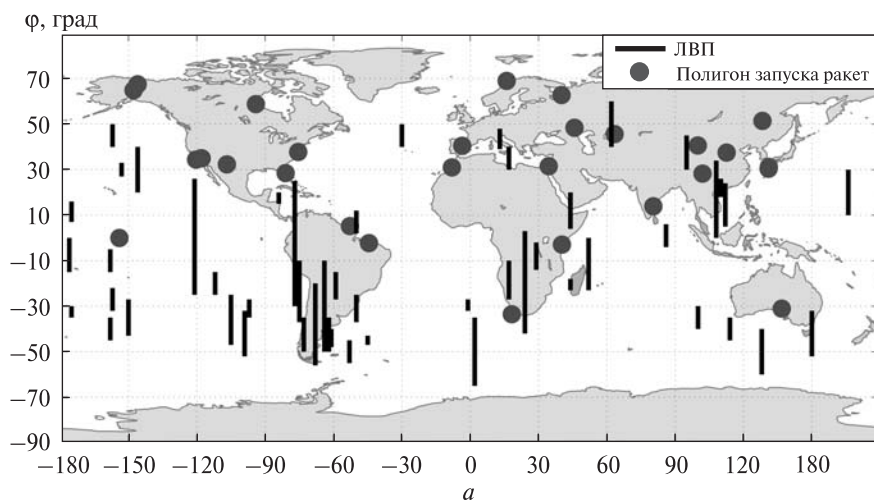


Рис. 6: а — местоположение космодромов всего мира и локализованных волновых пакетов, б — только космодромы СССР и локализованных волновых пакетов, обнаруженные на протяжении 24 ч от моментов конкретных запусков

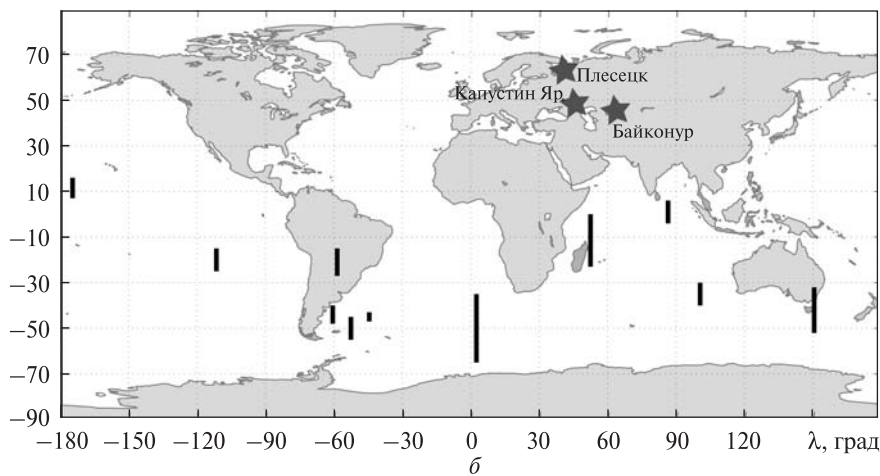


Рис. 7. Локализованные волновые пакеты на фоне землетрясений

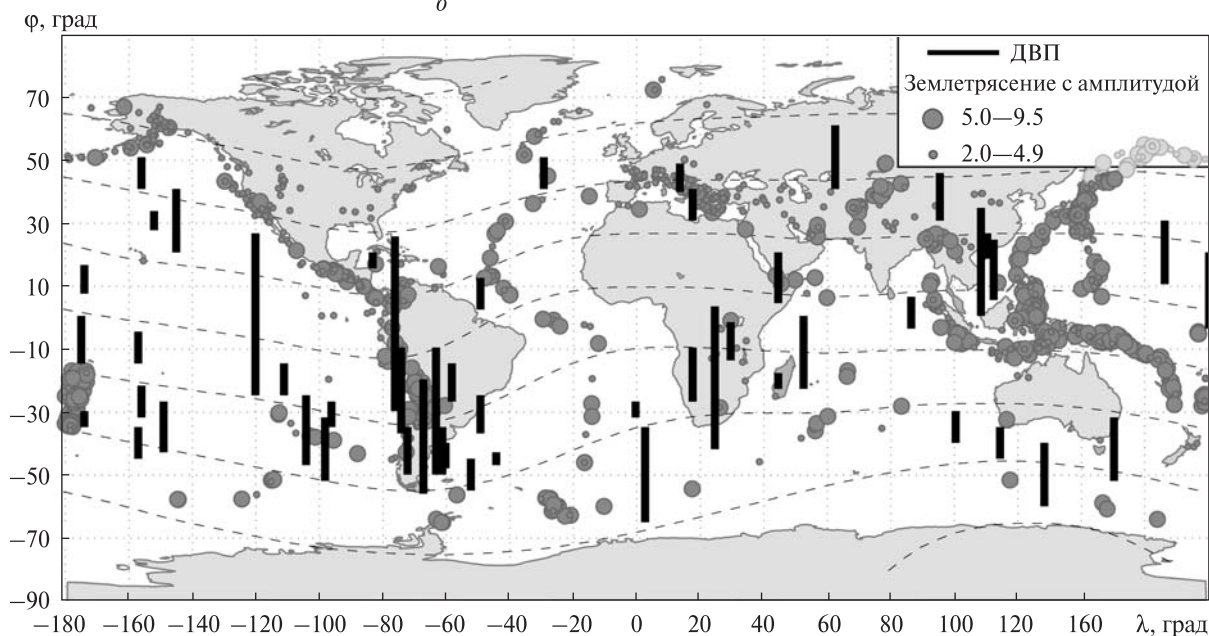
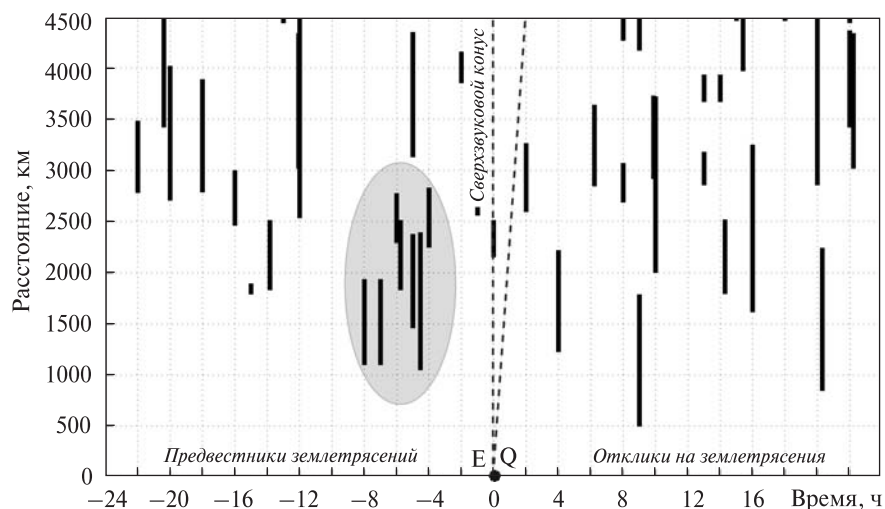


Рис. 8. Диаграмма причинно-следственных связей между землетрясениями (помещены в начало координат) и локализованными волновыми пакетами АГВ



ном же в расположении ЛВП трудно обозначить конкретную закономерность.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выделение и каталогизация волновых форм АГВ по данным прямых спутниковых измерений позволили проанализировать связь ионосферных АГВ с конкретными геофизическими факторами. На фоне устойчивого планетарного распределения АГВ, генерируемого авроральной активностью, спорадически выделяются всплески интенсивности АГВ — локализованные волновые пакеты. Связь последних с тропическими циклонами и запусками ракет не нашла статистического подтверждения. Определённая связь с землетрясениями, вероятно, имеет место, но данный вопрос требует изучения на большей статистической базе.

Представленные результаты показывают, что связь ионосферных неоднородностей с воздействиями снизу не является ни прозрачной, ни однозначно установленной.

Автор выражает искреннюю благодарность своему научному руководителю Г. В. Лизунову за помощь и поддержку.

1. Лизунов Г. В., Скороход Т. В. Планетарное распределение среднемасштабных атмосферных гравитационных волн по данным спутниковых измерений // Космічна наука та технологія. — 2010. — **16**, № 1. — С. 40—45.
2. Фаткуллин М. Н., Заруцкая Е. В., Фаткуллина В. А. Глобальные пространственные характеристики среднемасштабных волнообразных неоднородностей на высотах области F ионосферы при различных уровнях

геомагнитной активности. — М.: ИЗМИРАН, 1990. — (Препринт № 41 (926)).

3. Федоренко А. К. Спутниковые наблюдения среднемасштабных акустико-гравитационных волн над полярными шапками // Космічна наука і технологія. — 2008. — **14**, № 5. — С. 65—73.
4. Черногор Л. Ф. Тропический циклон как элемент системы Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера // Космічна наука та технологія. — 2006. — **12**, № 2/3. — С. 16—36.
5. Francis S. H. Global propagation of atmospheric gravity waves: a review // J. Atmos. and Terr. Phys. — 1975. — **37**. — P. 1011—1054.
6. Hocke K., Schlegel K. A review of atmospheric gravity waves and travelling ionospheric disturbances: 1982—1995 // Ann. geophys. — 1996. — **14**. — P. 917—940.
7. Saul P., Boska J. Tropospheric events and possible related gravity wave activity effect on the ionosphere // J. Atmos. and Solar-Terr. Phys. — 2001. — N 63. — P. 945—950.

Надійшла до редакції 17.12.10

T. V. Skorokhod

MORPHOLOGIC STRUCTURE AND POSSIBLE SOURCES OF THE AGW GENERATION IN IONOSPHERE

Acoustic-gravity waves (AGW) in the thermosphere are investigated on the basis of observation data from the Dynamics Explorer 2 satellite. It is shown that the planetary AGW distribution consists of regular and sporadic components. A catalogue of AGW waveforms is compiled. Possible surface sources of the AGW generation, namely, tropical cyclones, rocket launchings and earthquakes are investigated. Our statistical analysis reveals no correlation between the AGW generation and tropical cyclones as well as rocket launchings, but it shows some possible relation between the AGW generation and earthquakes.

УДК 524.64

А. Е. Вольвач¹, М. Г. Ларионов², Л. Н. Вольвач¹, А. М. Кутькин², М. Виллата⁵, К. М. Раитери⁵, А. Лахтеенмаки³, М. Торникоски³, П. Саволаинен³, Дж. Тамми³, М. Ф. Аллер⁴, Х. Д. Аллер⁴, С. Г. Сергеев⁶, В. Т. Дорошенко⁶, Ю. С. Ефимов⁶, С. А. Климанов⁶, С. В. Назаров⁶, Г. В. Борман⁶, А. Б. Пушкарев¹, В. И. Жданов⁷, Е. В. Федорова⁷, И. Б. Вавилова⁸, Н. Г. Чеснок⁸

¹Лабораторія радіоастрономії Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», Кацивелі, Ялта, Крим

²Астрокосмічний центр Установи Російської академії наук Фізичного інституту ім. П. Н. Лебедева, Москва, Росія

³Радіообсерваторія Метсахові, Університет ім. Аалто, Фінляндія

⁴Радіообсерваторія Мічиганського університету, АннАрбор, США

⁵Туринська астрономічна обсерваторія Національного інституту астрофізики, Турин, Італія

⁶Науково-дослідний інститут «Кримська астрофізична обсерваторія», с. Наукове, Крим

⁷Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ

⁸Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

ВСПЫШЕЧНАЯ АКТИВНОСТЬ БЛАЗАРА 3C454.3 В ПЕРИОД 2004—2010 гг. ОТ ГАММА- ДО РАДИОДИАПАЗОНОВ ДЛИН ВОЛН

За даними тривалого моніторингу на п'яти частотах радіодіапазону від 4.8 до 37 ГГц, отриманими в НДІ «Кримська астрофізична обсерваторія», Радіообсерваторії Метсахові Університету ім. Аалто і Радіообсерваторії Мічиганського університету проаналізовано варіації потоку активного ядра галактики 3C454.3. Розглянуто динаміку трьох потужних спалахів в об'єкті у 2004—2010 р. на основі спостережень у гамма- (0.1—300 Гев), рентгенівському (2—10, 15—50 кеВ), радіо- і оптичному діапазонах хвиль. Визначено затримки розвитку спалахів між різними діапазонами довжин хвиль. Встановлено залежність відносних затримок спалахів від оптичного до радіодіапазонів, що підкоряється логарифмічному закону і зберігається від спалаху до спалаху. Проведено екстраполявання встановленого закону затримок спалахів до рентгенівського і гамма-діапазонів та запропоновано модель затримок у всьому діапазоні електромагнітного спектру. Запропоновано схему локалізації областей випромінювання у джеті в різних діапазонах довжин хвиль під час розвитку спалахів. З використанням даних про фізичні характеристики центральної області активного ядра галактики 3C 454.3 оцінено розміри іонізованої області для постійної щільності та щільності, що зменшується з відстанню від джерела. Розглянуто механізми нагрівання й охолодження середовища.

ВВЕДЕНИЕ

Объект 3C 454.3 ($z \approx 0.8$) является ярким представителем семейства блазаров. Он имеет один из наибольших потоков на миллиметровых волнах

среди данной категории источников. В спектре 3C 454.3 имеются типичные для активного ядра галактики (АЯГ) два максимума, один из которых расположен в инфракрасной и оптической областях, другой — в гамма- и рентгеновском диапазонах. Установлена сильная переменность потока этого блазара на всех длинах волн от радио- до гамма-диапазона [1].

Было показано, что от радио- до оптического диапазонов действует единый механизм излучения. Это впервые получило прямое подтверждение, когда была определена корреляция дета-

© А. Е. ВОЛЬВАЧ, М. Г. ЛАРИОНОВ, Л. Н. ВОЛЬВАЧ, А. М. КУТЬКИН, М. ВИЛЛАТА, К. М. РАИТЕРИ, А. ЛАХТЕЕНМАКИ, М. ТОРНИКОСКИ, П. САВОЛАИНЕН, ДЖ. ТАММИ, М. Ф. АЛЛЕР, Х. Д. АЛЛЕР, С. Г. СЕРГЕЕВ, В. Т. ДОРОШЕНКО, Ю. С. ЕФИМОВ, С. А. КЛИМАНОВ, С. В. НАЗАРОВ, Г. В. БОРМАН, А. Б. ПУШКАРЕВ, В. И. ЖДАНОВ, Е. В. ФЕДОРОВА, И. Б. ВАВИЛОВА, Н. Г. ЧЕСНОК, 2011

лей изменения потока излучения во время развития вспышки в этом объекте в 2005–2006 гг. [1]. Были отмечены изменения потока 3C 454.3 на различных временных масштабах: от дней до года, повторяющиеся в радио- и оптическом диапазонах. Общие длительности вспышки (около одного года) в этих двух диапазонах длин волн также совпадают. Задержка между вспышками в оптическом и мм-диапазонах составила около 10 месяцев, еще столько же времени прошло до вспышки в см-диапазоне. Установленная зависимость задержек появления вспышки между различными диапазонами вместе с определенным периодом между вспышками позволяют прогнозировать будущие вспышки в этом объекте, которые будут возникать на различных частотах.

Мы считаем, что физическим механизмом переменности 3C 454.3 является движение в системе трех тел — двух сверхмассивных черных дыр и аккреционного диска [1, 2]. В такой системе основные составляющие переменности связаны с орбитальным движением и прецессионными возмущениями аккреционного диска. Дополнительно к прецессии в результате сложного движения в системе может появляться нутационный компонент.

При прохождении сверхмассивной черной дыры-компаньона сквозь аккреционный диск в последнем возникают сильные ударные волны, которые распространяются по диску и могут достигать истоков джета, в результате чего в источнике наблюдаются вспышки. Ситуация последовательных вспышек неравной интенсивности и продолжительности может реализовываться в случае некруговой орбиты ДСЧД, когда в периферии компаньон пересекает более плотные области аккреционного диска, а в апоцентре — периферийные, а также вследствие того, что при прецессии угол между плоскостью диска и плоскостью орбиты изменяется. При этом мелкомасштабные вариации изменения потока, по-видимому, отражают неоднородности аккреционного диска, поэтому детальный анализ кривых блеска вспышек позволяет исследовать его структуру.

Широкой кооперацией исследователей были получены новые многочастотные оригинальные

наблюдательные данные, позволившие сделать выводы о физических параметрах центральной области АЯГ 3C 454.3.

В данной работе проводится анализ трех последних вспышек в АЯГ 3C 454.3, произошедших в период с 2005 по 2010 гг. от гамма- до радиодиапазона. Предлагается структура локализации излучающих областей в джете 3C 454.3 на разных частотах. Рассмотрен процесс образования зоны Стремгrena при источниках ионизации, связанных с двойной сверхмассивной черной дырой в центральной области АЯГ, выполнена оценка размеров этой зоны при условии заданных параметров среды, определенных в работах [1, 2].

НАБЛЮДЕНИЯ

Радиодиапазон. Наблюдения на частотах 22.2 и 36.8 ГГц проводились с помощью 22-м радиотелескопа (РТ-22) НИИ «Крымская астрофизическая обсерватория». Наблюдения проводились при помощи модуляционных радиометров [6]. Антенная температура от источников измерялась методом «ON-ON». Перед измерением интенсивности излучения положение источника уточнялось сканированием по прямому восхождению и склонению. В процессе регистрации данных радиотелескоп устанавливался на источник поочередно одним и другим лепестками диаграмм направленности, формирующимися при диаграммной модуляции и имеющими взаимно ортогональные поляризации. Антенная температура от источника определялась из разностного сигнала между усредненными в течение 30 с откликами радиометра в двух различных положениях антенны. В зависимости от интенсивности излучения источника проводились серии из 6–20 измерений, после чего рассчитывалось среднее значение, и оценивалась средняя квадратичная ошибка среднего. Ортогональные поляризации позволяли измерять полную интенсивность излучения от источника независимо от поляризации этого излучения. Поглощение излучения в атмосфере Земли учитывалось методом «разрезов атмосферы», производившихся через 3–4 ч. При указанной процедуре фиксировались значения антенной температуры на определенных углах места радиотелескопа.

Измеренные антенные температуры, исправленные за поглощение излучения в атмосфере Земли, пересчитывались в плотности потоков на основе данных наблюдений калибровочных источников. Калибровочные источники и их параметры представлены в таблице. В первой колонке таблицы указана частота, во второй — принятые плотности потоков и яркостные температуры.

При пересчете антенных температур в плотности потоков учитывалась также зависимость эффективной площади антенны $A_{эф}$ от угла места h . Значения $A_{эф}$ радиотелескопа, определенные по данным наблюдений калибровочных источников, аппроксимировались зависимостью вида

$$A_{эф} = a \sin h + b \cos h + c, \quad (1)$$

где коэффициенты a , b и c определялись методом наименьших квадратов.

При расчете средней квадратичной ошибки плотности потока учитывались ошибка измерений антенной температуры σ_1 и ошибка аппроксимации $A_{эф}$ — σ_2 . Типичные значения $\sigma_1 = 2...4\%$, $\sigma_2 = 3...6\%$. При такой методике обработки данных автоматически учитываются ошибки измерений, возникающие вследствие влияния:

- шумов аппаратуры;
- ошибок наведения телескопа;
- ошибок определения коэффициента поглощения;
- нестабильности коэффициента усиления радиометра.

На 26-м радиотелескопе (РТ-26) обсерватории Мичиганского университета были проведены наблюдения источника на частотах 4.8, 8, 14.5 ГГц [9].

Наблюдения на частоте 37 ГГц проводились с помощью 14-м радиотелескопа РТ-14 Радиоастрономической обсерватории Метсахови Университета им. Аалто. Методика наблюдений и обработка аналогичны тем, которые были использованы на РТ-22 НИИ «Крымская астрофи-

зическая обсерватория». Полученные данные на РТ-14 и РТ-22 хорошо согласуются между собой и дополняют друг друга на протяжении всего периода мониторинга объекта.

Оптический диапазон. Оптические данные получены в рамках международной кооперативной программы «Всемирный блазарный телескоп» (WEBT — The Whole Earth Blazar Telescope) и хранятся в архиве WEBT в Туринской астрономической обсерватории Национального института астрофизики Италии. К WEBT-данным добавлены результаты наблюдений, полученные с помощью 70-см телескопа (АЗТ-8) НИИ «Крымская астрофизическая обсерватория» [12].

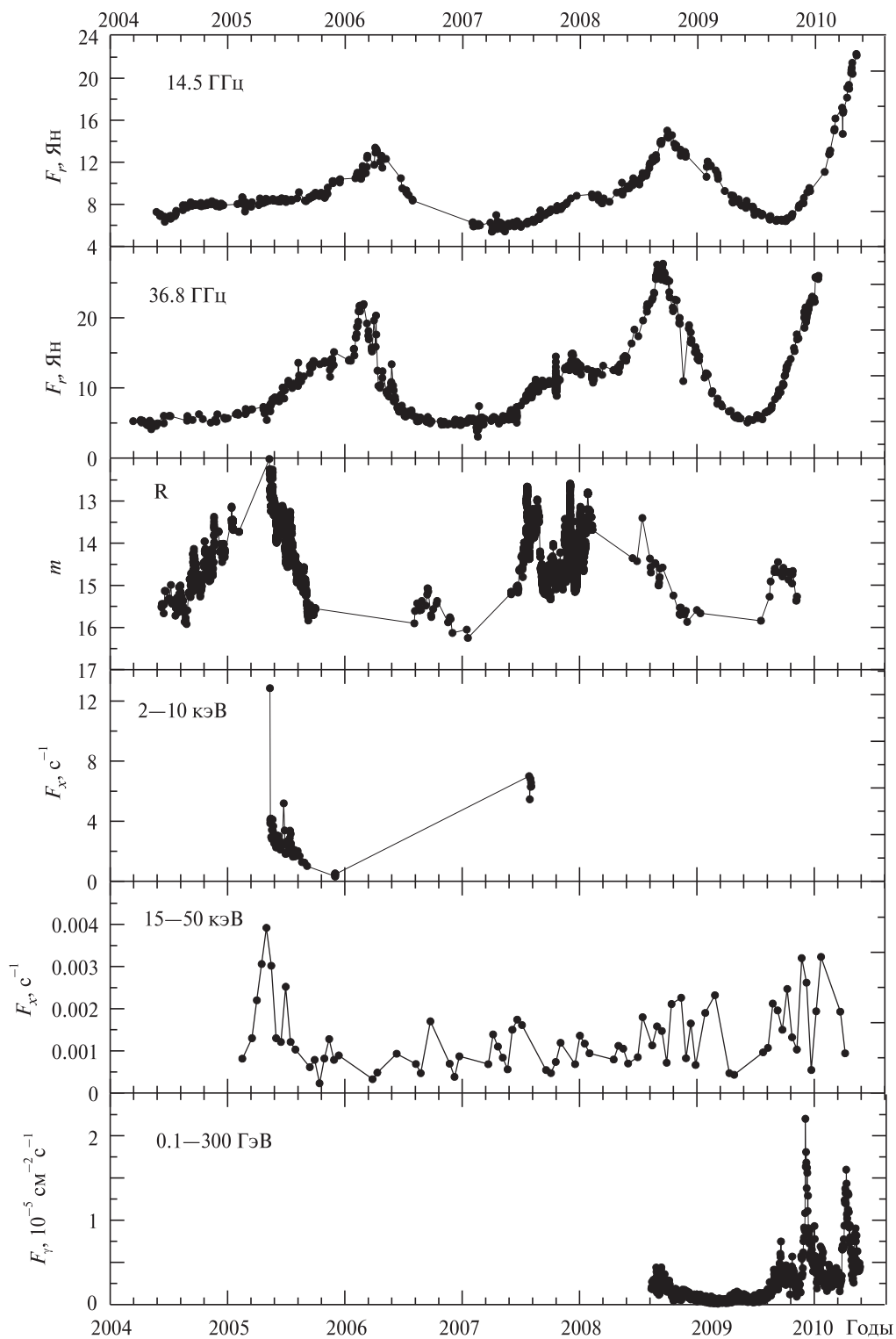
Рентгеновский диапазон 2—10 кэВ. Наблюдения в рентгеновском диапазоне 2—10 кэВ были получены с помощью космического телескопа RXTE (RossiX-rayTimingExplorer), запущенного 30 декабря 1995 г. Его главной задачей было получение высококачественных с большими временными масштабами кривых блеска. Типичные временные масштабы переменности кривых блеска, полученных в результате наблюдений с помощью RXTE — от нескольких секунд до нескольких месяцев.

Кривые блеска источника в оригинале были получены с интервалом времени в 64 с. Мы привели кривую блеска источника к интервалам 1 сут (15 орбитальных периодов спутника). Это сделано для того, чтобы исключить короткопериодический компонент переменности и сгладить неопределенность измеренных потоков [7]. Для указанной процедуры был использован диапазон 2—10 кэВ, где систематические погрешности наименьшие. Кроме того, здесь лучше учтен фон неба, а PCA (Proportional Counter Array) наиболее чувствителен.

Рентгеновский диапазон 15—50 кэВ. Наиболее длительный и сравнительно непрерывный ряд наблюдений источника 3C454.3 был получен на аппарате BAT (Burst Alert Telescope) во время космической миссии Swift. Полный рабочий диапазон энергий BAT — 15—200 кэВ. В данной работе была использована кривая блеска в диапазоне 15—50 кэВ, полученная по результатам наблюдательной программы «Swift/BATtransientmonitor». Мониторинг данного объекта в рамках ука-

Принятые величины для калибровочных источников

Частота, ГГц	Плотность потока, Ян		T, К	
	DR21	3C 274	Юпитер	Сатурн
36.8	18.3	14.3	158	148
22.235	19.5	21.5	138	128



Изменение радиопотока F_r , оптического блеска m в R -полосе, рентгеновского потока F_x и гамма-потока F_γ блазара 3C 454.3 в 2004 — 2011 гг.

занной программы производился периодически на протяжении 2005—2009 гг. Исходные данные по результатам наблюдений 3C454.3 получены с сайта <http://heasarc.gsfc.nasa.gov/docs/swift/results/transients/weak/>. Для дальнейшего анализа производилось усреднение кривой блеска с тем, чтобы шаг по времени составлял 15 сут.

Гамма-диапазон. Наблюдения в гамма-диапазоне проведены с помощью космического гамма-телескопа Ферми (ранее известного как GLAST). Аппарат был успешно запущен 11 июня 2008 г. на околоземную орбиту высотой 565 км и начал научную программу наблюдений 4 августа 2008 г. Главным инструментом космической обсерватории является LargeAreaTelescope (LAT), обладающий рядом уникальных характеристик:

- высокой угловой и энергетической чувствительностью к космическому гамма-излучению в диапазоне энергий от 20 МэВ до 300 ГэВ;
- большим полем зрения, составляющим 2.4 ср (20 % небесной сферы);
- высокой скоростью покрытия всего неба (около 3 ч).

На нижней панели рисунка приведена кривая блеска источника 1FGL 2253.9+1608 в гамма-диапазоне, полученная по измерениям на инструменте LAT. Гамма-источник 1FGL 2253.9+1608 позиционно ассоциирован с квазаром 3C-454.3 [8]. Каждая точка на кривой блеска соответствует усредненному за сутки фотонному потоку, интегрированному в диапазоне энергий от 100 МэВ до 300 ГэВ. Ошибки измерений показаны на уровне 68 %. Угловое расстояние между гамма- и радиоисточниками составляет 15.1", что примерно соответствует 1/3 радиуса ошибок на доверительном уровне 95 %.

На основе полученных данных во всех частотных диапазонах проведен гармонический анализ изменения потока излучения источника методом Шустера.

Кривые блеска АЯГ 3C454.3 в различных диапазонах длин волн приведены на рисунке.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗАДЕРЖЕК ВСПЫШЕК МЕЖДУ РАЗЛИЧНЫМИ ДИАПАЗОНАМИ ДЛИН ВОЛН

Для определения задержек вспышек между различными диапазонами длин волн мы применя-

ли два метода построения оценок взаимных корреляционных функций — интерполяционный метод и метод дискретной функции корреляции DCF [4].

Для обнаружения временного сдвига между каждыми двумя сигналами $x_1(t)$ и $x_2(t)$ необходимо вычислить их взаимную корреляционную функцию $R(\tau)$, в общем виде равную

$$R(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T x_1(t) x_2(t + \tau) dt. \quad (2)$$

Так как исследуемые сигналы регистрируются в неравноотстоящие моменты времени t_i , то применялись дискретные функции времени или временные ряды x_i . Кроме того, наблюдения делятся конечный промежуток времени, поэтому рассматриваемые ряды являются конечными. Поэтому применялась оценка корреляционной функции — коррелограмма

$$c_m = \frac{1}{N-m} \sum_{k=0}^{N-m-1} (x_k - \bar{x})(y_{k+m} - \bar{y}), \quad (3)$$

$$m = 0, 1, \dots, N-1.$$

Для нормализации оценки c_m проводилось ее деление на произведение $\sigma_x \sigma_y$ средних квадратичных отклонений рядов x_i, y_i , где

$$\sigma_x^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{k=0}^{N-1} (x_k - \bar{x})^2, \quad (4)$$

$$\sigma_y^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{k=0}^{N-1} (y_k - \bar{y})^2.$$

Так как полученные при наблюдениях временные ряды имеют сильно неравномерную временную сетку, проводилась интерполяция неравномерного ряда на равномерную временную ось. После этого по формулам (3), (4) вычислялась оценка корреляционной функции.

В другом подходе к определению оценок взаимных корреляционных функций неравномерных временных рядов нами использовалась дискретная функция корреляции DCF, определяемая с помощью множества всех возможных корреляций UDCF_{ij} (Unbinned Discrete Correlation Functions) следующим образом:

$$UDCF_{ij} = \frac{(x_i - \bar{x})(y_j - \bar{y})}{\sqrt{(\sigma_x^2 - e_x^2)(\sigma_y^2 - e_y^2)}}, \quad (5)$$

где e_x, e_y — ошибки измерения случайных величин x и y соответственно. Каждому значению $UDCF_{ij}$ соответствует своя задержка $\tau_{ij} = t_i - t_j$. Для вычисления самой дискретной функции корреляции $DCF(\tau)$ временная ось разбивалась на некоторое число интервалов $\Delta\tau$ (бинов), после чего каждому интервалу τ ставилось в соответствие среднее всех $UDCF_{ij}$, для которых $\tau - \Delta\tau/2 \leq \tau_{ij} < \tau + \Delta\tau/2$:

$$DCF(\tau) = \frac{1}{M} \sum UDCF_{ij}. \quad (6)$$

В случае, если значения $UDCF_{ij}$ являются некоррелированными внутри данного бина, стандартное отклонение σ_{DCF} определялось дисперсией значений $UDCF_{ij}$ вокруг среднего $DCF(\tau)$:

$$\sigma_{DCF}^2(\tau) = \frac{1}{N-1} \sum (UDCF_{ij} - DCF(\tau))^2. \quad (7)$$

ЗАДЕРЖКИ МЕЖДУ ПОЯВЛЕНИЕМ ВСПЫШЕК В РАЗЛИЧНЫХ ДИАПАЗОНАХ ДЛИН ВОЛН

В работе [1] определена зависимость задержки появления вспышки 2004–2005 гг. на разных частотах радиодиапазона относительно оптического диапазона длин волн, которая носит логарифмический характер.

Экстраполирование закона задержек до рентгеновского и гамма-диапазонов дает возможность из сравнительного анализа вспышек в источнике 3C454.3 получить модель задержек во всем диапазоне электромагнитного спектра:

$$\Delta T = 1.8 / \lg \nu - 0.315, \quad (8)$$

где ΔT — задержка, выраженная в годах от начала вспышки в гамма-диапазоне, ν — частота наблюдений в ГГц. При этом использовались все наблюдательные данные в радиодиапазоне, отмеченные выше.

Вспышки 2004–2005, 2007–2008 и 2009–2010 гг. различны по амплитуде и длительности, но имеют одинаковую форму и подчинены единому закону изменения задержек.

При этом предполагается, что явление вспышки в гамма-диапазоне происходит вблизи истоков джета, провоцируя развитие вспышки в других диапазонах длин волн. Это предположение основано на физических параметрах среды

вблизи истоков джета, где температуры могут достигать 10^{10} К, а плотности — 10^{10} см^{-3} [2].

Рентгеновский диапазон не богат на экспериментальные данные, поэтому трудно проверить справедливость формулы (8) для этого диапазона длин волн. Однако для двух рентгеновских диапазонов (2–10 и 15–50 кэВ) имеются общие характерные детали вблизи 2005.4 г, которые имеют относительный сдвиг по времени 8 ± 2 сут. По формуле (8) этот сдвиг должен быть 9 сут. Вспышка в гамма-диапазоне началась во второй половине 2008 года и особенно ярко себя проявила в конце 2009–2010 гг. Задержка между гамма- и радиодиапазоном (36.8 ГГц) составляет 13 месяцев. Во второй половине 2009 г. можно отметить подъем активности, который по прогнозам будет продолжаться как минимум до конца 2011 г. Это наши прогнозы на будущее развитие вспышки в этом объекте.

В работе [3] скорость продвижения вспышки к низким частотам поставлена в соответствие с величинами доплер- (δ) и лоренц-факторов (γ). Так, незначительные задержки явлений на разных частотах в объекте S5 0716+714 по сравнению с 3C454.3 объясняются более высокими значениями δ и γ . Углы θ между лучами зрения и направлением выбросов в этих объектах оцениваются в 1° и 5° соответственно. Для небольших углов зрения по отношению к выбросам можно считать $\gamma = 1/\theta$. Вычисленные задержки для АЯГ 0235+164 оказались в 5 раз меньше, чем для 3C454.3. Это указывает на то, что 0235+164 занимает промежуточное положение по значениям δ и γ факторов между АЯГ 3C 454.3 и S5 0716+714 [3].

Если движения возмущений в джете происходят с релятивистскими скоростями, то предполагаемая картина продвижения возмущений в джете АЯГ 3C454.3 может выглядеть следующим образом.

Сначала происходит вспышка в гамма-диапазоне с локализацией вблизи истоков джета. Затем на расстоянии $4 \cdot 10^{16}$ см через месяц, мы видим вспышку в рентгене. По истечении двух с половиной месяцев, на расстоянии 10^{17} см от истоков джета, вспышка наблюдается в оптическом диапазоне длин волн. Только через 10 меся-

цев на расстоянии $5 \cdot 10^{17}$ см вспышка появляется на миллиметровых длинах волн. И на расстоянии около трети парсека через 20 месяцев на сантиметровых волнах регистрируется явление вспышки.

На указанных диапазонах вспышки происходят в областях, недоступных для разрешения глобальными наземными интерферометрами со сверхдлинными базами. После запуска космического радиотелескопа «РадиоАстрон» с разрешением в микросекунды дуги эту модель можно будет проверить непосредственно.

ОЦЕНКА РАЗМЕРОВ ОБЛАСТИ Н II ВОКРУГ ДВОЙНОЙ СИСТЕМЫ

Основываясь на оценках параметров среды в центральной области АЯГ ЗС454.3, полученных в работах [1, 2], можно оценить размеры ионизованной области. Если учитывать только фотоионизационные процессы и рекомбинацию в газовой среде, то уравнение ионизационного баланса имеет вид [10]:

$$4\pi r^2 n(r) \frac{dr}{dt} = S_* + 4\pi \alpha_1(T) \int n^2(r) r^2 dr - 4\pi \alpha_A(T) \int n^2(r) r^2 dr, \quad (9)$$

где $\alpha_A(T)$ — коэффициент рекомбинации на все уровни атома водорода, $\alpha_1(T)$ — коэффициент рекомбинации на первый уровень, $n(r)$ — концентрация, S_* — количество ионизирующих квантов в единицу времени. При рекомбинациях на первый уровень испускаемые кванты остаются в области Н II, вызывая ионизацию других атомов, поэтому он исключается из рассмотрения. Коэффициент рекомбинации на все уровни выше первого равен

$$\alpha(T) = \alpha_A(T) - \alpha_1(T). \quad (10)$$

В стационарном случае (на границе) левая часть уравнения (9) равна нулю, поэтому имеем

$$S_* = 4\pi \alpha(T) \int n^2(r) r^2 dr. \quad (11)$$

Для заданной температуры коэффициент $\alpha(T)$ может быть определен по данным [11]. Для $T = 10^9$ К он равен $\alpha(T) \approx 10^{-19}$ см³/с. На интервале температур $T = 10^5 - 10^9$ К можно принять среднее значение $\alpha(T) \approx 10^{-17}$ см³/с. Количество ионизирующих квантов S_* определяется из соотношения

[5, с. 118]:

$$S_* = 4\pi R_* \int_{\nu_0}^{\infty} \pi F_{\nu} \frac{d\nu}{h\nu}, \quad (12)$$

где $\nu_0 = 3.3 \cdot 10^{15}$ Гц, R_* — радиус излучающей области, F_{ν} — поток излучения с единичной площади поверхности источника, h — постоянная Планка. Полагая поток равным

$$F_{\nu} = F_0 \frac{\nu_0}{\nu} \left(\frac{D_{\text{ист}}}{R_*} \right)^2, \quad (13)$$

где F_0 — регистрируемый поток у поверхности Земли на частоте ν_0 , $D_{\text{ист}} \approx 3 \cdot 10^{27}$ см — расстояние до источника, размеры излучающей поверхности $R_* \approx 10^{15}$ см, получим

$$S_* \approx \frac{4\pi^2 R_*^2 D_{\text{ист}}^2}{h R_*^2} F_0 \approx 5 \cdot 10^{56} \text{ с}^{-1}. \quad (14)$$

Размеры излучающей области малы по сравнению с размерами ионизованной области. Решая уравнение (11), найдем для постоянной плотности $n = n_0 = 10^{10}$ см⁻³

$$R_s = \left(\frac{3S_*}{4\pi n_0^2 \alpha(T)} \right)^{1/3}, \quad (15)$$

и для принятых параметров среды имеем $R_s \approx 5 \cdot 10^{17}$ см. Это составляет менее двух десятых парсека, что соответствует оценкам положения широких эмиссионных линий в АЯГ. В случае линейного падения плотности с радиусом

$$n = n_0 \frac{R_*}{r} \Big|_{r > R_*}.$$

Интегрирование (11) дает выражение

$$R_s = \frac{S_*}{4\pi n_0^2 R_*^2 \alpha(T)}. \quad (16)$$

Согласно работе [11] коэффициент рекомбинации на интервале температур $T = 10^5 - 10^9$ К можно аппроксимировать законом $\alpha(T) \propto T^{-3/2}$. Тогда размер ионизованной области для температуры $T = 10^5$ К составляет $R_s \approx 1$ пк, уже при температурах порядка $T = 10^7$ К он составляет $R_s \approx 1$ кпк и возрастает до $R_s \approx 1$ Мпк при $T = 10^9$ К.

Таким образом, газ центральных областей АЯГ при температурах $T \approx 10^6 - 10^7$ К может быть полностью ионизован. При более крутом спаде плот-

ности с расстоянием от источника ионизации или меньшем принятом значении n_0 размеры зоны Н II быстро возрастают. В этом случае АЯГ можно рассматривать как серьезный источник ионизации галактической и межгалактической среды.

В модели, предложенной в работах [1, 2], нагрев среды происходит в результате термализации плазмы за фронтами ударных волн, которые возникают при прохождении компаньона двойной сверхмассивной черной дыры сквозь периферийные области аккреционного диска. Часть энергии, связанной с потерей орбитального момента компаньона центральной сверхмассивной черной дыры, преобразуется в излучение.

Кроме указанных механизмов нагрева и охлаждения среды следует отметить другие механизмы [5]. Помимо фотоионизации, важную роль могут играть столкновительные процессы (нагрев вторичными электронами при фотоионизации и комптоновское рассеяние). Внешние, более холодные области могут нагреваться за счет взаимодействия с космическими лучами и диффузным рентгеновским излучением. Однако доля периферийных источников нагрева незначительна в общем балансе. Ударная же ионизация может играть существенную роль во внутренних областях ионизованной области, где температура очень высокая и кинетическая энергия ионизирующих электронов существенно превышает потенциал ионизации.

Охлаждение внутренних горячих областей происходит преимущественно за счет тормозного излучения и обратного комптоновского рассеяния. В центральных областях с температурами 10^8 – 10^9 К существенным становится двухфотонное излучение. Наконец, во внешних областях, помимо рекомбинации, играет роль излучение в линиях. Полный расчет теплового баланса требует детального знания физических условий в центральных областях АЯГ и законов изменения параметров среды с расстоянием от центральной сверхмассивной черной дыры. Сюда же следует отнести и учет зависимость коэффициента рекомбинации от температуры [11] и от химического состава. При нормальном химическом составе (химсостав межзвездного газа центральных областей Галактики) коэффициент

рекомбинации возрастает менее чем в два раза по сравнению с чисто водородной средой. Это не вносит принципиальных изменений в выводы о размерах ионизованной области в АЯГ.

Для более точной оценки размеров ионизованной области необходимо также знать картину распределения газа, а также размеры излучающей области. Мы приняли значение размеров излучающей области исходя из динамики орбитального движения компаньона центральной сверхмассивной черной дыры.

В заключение хотелось бы отметить дополнительные механизмы охлаждения, которые могут уменьшить размеры ионизованной области. К ним относится турбулентность среды, которая может быть значительной во внутренних областях зоны Стремгrena, и магнитная вязкость, на которые тратится тепловая энергия газа, термализованного за фронтами ударных волн при сверхзвуковом прохождении компаньона центральной СМЧД сквозь среду. При этом плотность магнитной энергии увеличивается, а энергии газа — уменьшается [5, с. 104]. В рассматриваемой зоне АЯГ магнитное поле, безусловно, имеется, но оно изменяется с расстоянием, и его надежных оценок нет. На расстояниях в несколько гравитационных радиусов от центральной черной дыры оно может составлять единицы гаусс и более.

Приведенные оценки размеров ионизованной области АЯГ 3C454.3 можно рассматривать скорее как консервативные, которые не противоречат наблюдательным данным в оптическом и других диапазонах длин волн.

ВЫВОДЫ

1. Выполнен анализ трех вспышек в источнике 3C454.3 от гамма- до радиодиапазона за период 2004–2010 гг. Двойственный характер вспышек может указывать на процесс прохождения компаньона центральной сверхмассивной черной дыры в перицентре через аккреционный диск, расположенный под некоторым углом к орбите компаньона.

2. Получены величины задержек появления вспышек от оптического до радиодиапазона длин волн, на основе которых выведен единый

для вспышек закон изменения задержек от частоты наблюдений.

3. Экстраполяция полученной зависимости задержек вспышек до гамма-диапазона позволила получить выражение, описывающее время появления вспышек на длинах волн — от гамма-до радиодиапазона длин волн.

4. Развитие вспышек в 2004—2010 гг. с увеличением амплитуды от вспышки к вспышке может свидетельствовать в пользу того, что из-за прецессионных движений в системе двух сверхмассивных черных дыр и аккреционного диска угол между плоскостью орбиты и диском уменьшается.

5. Наблюдается последовательное увеличение длительности вспышек, на основе чего можно спрогнозировать, что вспышка, развивающаяся в 2010 г., может продлиться до конца 2011 г.

6. Выполненные оценки размеров ионизованной области могут служить ориентиром в дальнейшем изучении физических характеристик среды в центральной области АЯГ 3C454.3, а также указанием на то, что при определенных условиях АЯГ типа 3C 454.3 можно рассматривать в качестве важных источников ионизации межгалактической среды.

1. Вольвач А. Е., Вольвач Л. Н., Ларионов М. Г. и др. Переменность излучения блазара 3C 454.3 за период 40 лет // Астрон. журн. — 2007. — **84**, № 6. — С. 503—513.
2. Вольвач А. Е., Вольвач Л. Н., Кардашев Н. С. и др. Корреляция развития вспышечного явления в блазаре 3C454.3 в радио- и оптическом диапазонах // Астрон. журн. — 2008. — **85**, № 11. — С. 963—971.
3. Вольвач А. Е., Ларионов М. Г., Кардашев Н. С. и др. Многочастотные исследования вариаций излучения блазара 0716+714 // Астрон. журн. — 2009. — **86**, № 9. — С. 835—843.
4. Вольвач А. Е., Юровский Ю. Ю., Вольвач Л. Н., Стрелка И. Д. Анализ частотного запаздывания всплесков в активных ядрах галактик с помощью дискретной функции корреляции // 17-я Междунар. конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии» 11—15 сентября 2007 г., Севастополь, Крым, Украина. — Севастополь, 2007. — С. 824—825.
5. Засов А. В., Постнов К. А. Общая астрофизика. — Фрязино, 2006. — 496 с.
6. Ефанов В. А., Моисеев И. Г., Нестеров Н. С. Обзор внегалактических радиоисточников на длине волны 1.35 см // Изв. Крым. астрофиз. обсерватории. — 1979. — **60**. — С. 3—13.

7. Чеснок Н. Г., Сергеев С. Г., Вавилова И. Б. Оптична та рентгенівська змінність галактик Сейферта NGC5548, NGC7469, NGC3227, NGC 4051, NGC4151, Mrk509, Mrk79, Akn564 та квазара 1 E0754 // Кинематика и физика небес. тел. — 2009. — **25**, № 2. — С. 150—160.
8. Abdo A. A., Ackermann M., Ajello M., et al. Fermi Large Area Telescope first source catalog // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* — 2010. — **188**. — P. 405—436.
9. Aller M. F., Aller H. D., Hughes P. A. The longterm centimeter-band total flux and linear polarization properties of the Pearson-Readhead survey sources // *Bull. Amer. Astron. Soc.* — 2001. — **33**. — P. 1516.
10. Ritzerveld R. The diffuse nature of Strömgren spheres // *Astron. and Astrophys.* — 2005. — **439**, N 2. — P. L23—L26.
11. Ferland G. J., Peterson B. M., Horne K., et al. Anisotropic line emission and the geometry of the broad-line region in active galactic nuclei // *Astrophys. J.* — 1992. — **387**. — P. 95—108.
12. Sergeev S. G., Doroshenko V. T., Golubinskiy Y. V., et al. Lag-luminosity relationship for interband lags between variations in *B*, *V*, *R*, and *I* bands in active galactic nuclei // *Astrophys. J.* — 2005. — **622**. — P. 129—135.

Надійшла до редакції 18.10.10

A. E. Volvach, M. G. Larionov, L. N. Volvach, A. M. Kutkin, M. Villata, C. M. Raiteri, A. Lahteenmaki, M. Tornikoski, P. Savolainen, J. Tammi, M. F. Aller, H. D. Aller, S. G. Sergeev, V. T. Doroshenko, Yu. S. Efimov, S. A. Klimanov, S. V. Nazarov, G. V. Borman, A. B. Pushkarev, V. I. Zhdanov, E. V. Fedorova, I. B. Vavilova, N. G. Chesnok

FLARE ACTIVITY OF THE BLAZAR 3C454.3 FROM GAMMA TO RADIO WAVELENGTHS IN 2004—2010

The variations of the flux from the active nucleus of the galaxy 3C454.3 are analyzed on the basis of the long-term monitoring at five radio frequencies from 4.8 to 37 GHz which was carried out at the SRI Crimean Astrophysical Observatory, the Metsahovi Radio Observatory of the Aalto University, and the Radio Observatory of the Michigan University. The dynamics of three powerful flares in this active nucleus from 2004 to 2010 is considered using observations in the gamma (0.1—300 GeV), X-ray (2—10 keV, 15—50 keV), radio and optical wavelengths. Some delays of the flare development for the different wavelengths are determined. A logarithmic relationship between flare delays and wavelengths, from gamma to radio regions, which is retained from flare to flare, is found. Orbital periods of companions in binary systems of supermassive black holes, the duration of flare phenomena in optical and radio wavelengths and some characteristics of the ionized medium around central regions of active galaxy nucleus are estimated. A model for localization of emitting regions in the jet at different wavelengths during the development of flare phenomena is offered.

УДК 523

Я. С. Яцків, В. С. Кислюк

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

ПЕРІОДИЧНІ ВИДАННЯ УКРАЇНИ З КОСМІЧНОЇ ТЕМАТИКИ

Подано статистичні дані про видання тематичних збірників «Космические исследования на Украине» (1973–1984 рр.), «Космическая наука и техника» (1986–1992 рр.), а також науково-практичного журналу «Космічна наука і технологія» (з 1995 р.).

ВСТУП

Для узагальнення досвіду космічних досліджень в Україні та їх координації в 1968 р. при Президії АН УРСР була створена Комісія космічних досліджень (ККД) АН УРСР, до складу якої увійшли провідні вчені та спеціалісти з різних установ України. Одним з важливих завдань в діяльності ККД стало заснування спеціалізованого видання, в якому могли б публікуватися результати досліджень в різних галузях космічної науки і техніки, що активно виконувалися багатьма науковими колективами України.

ЗБІРНИК «КОСМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НА УКРАИНЕ»

Ініціатором видання республіканського міжвідомчого збірника «Космические исследования на Украине» та його відповідальним редактором був академік АН УРСР Г. С. Писаренко. В передмові до першого випуску зазначалося, що космічні дослідження є комплексними і потребують об'єднання зусиль вчених різних спеціальностей — фізиків, хіміків, механіків, астрономів, біологів, медиків та ін. В Академії наук УРСР та на кафедрах вузів ведуться роботи зі всестороннього вивчення властивостей космосу, розробляється нова апаратура та технологія для космічних досліджень. Збірник покликаний сприяти обміну досвідом та ініціювати перспективні космічні розробки. В табл. 1 подано інформацію про всі

випуски збірника «Космические исследования на Украине».

ЗБІРНИК «КОСМИЧЕСКАЯ НАУКА И ТЕХНИКА»

Згодом, за пропозицією редакційно-видавничої ради АН УРСР назва тематичного науково-технічного збірника «Космические исследования на Украине» була змінена на «Космическая наука и техника» (наказ Державного комітету Української РСР у справах видавництв, поліграфії і книжкової торгівлі від 10.02.83, № 36). З 1986 р. цей збірник почав видаватися як щорічник. Рішенням Держкомвидаву УРСР (наказ від 11.06.87, № 220) дозволено видання з 1989 р. збірника «Космическая наука и техника» під грифом Головної астрономічної обсерваторії АН УРСР. В табл. 2 подано інформацію про всі випуски збірника «Космическая наука и техника».

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ «КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ»

Логічним продовженням збірника «Космическая наука и техника» став журнал «Космічна наука і технологія» — спільне видання Національної академії наук (НАН) України і Національного космічного агентства України (НКАУ). Ідея створення регулярного видання, на сторінках якого висвітлювалися б різні аспекти багатогранної діяльності України в космічній галузі, була запропонована академіком НАН України Я. С. Яцківом та підтримана академіком Б. Є. Патоном. В 1994 р. були проведені необхідні організаційні

заходи щодо заснування журналу «Космічна наука і технологія». В табл. 3 наведено основні віхи з історії його становлення.

Журнал «Космічна наука і технологія» розрахований на фахівців у галузі космічної науки і техніки, на тих, хто займається використанням космічних технологій в різних галузях народного господарства, а також на закордонних читачів, які бажають ознайомитися з досягненнями космічної галузі України. Журнал включено до переліку наукових фахових видань, в яких мо-

жуть публікуватися основні результати дисертаційних робіт з фізико-математичних та технічних наук.

В журналі «Космічна наука і технологія» публікуються оглядові та оригінальні статті з таких розділів космічної науки, техніки та технології:

1. Історичні, соціальні та організаційні аспекти дослідження космосу
2. Космічні носії та апарати
3. Системи керування космічними носіями та апаратами

Таблиця 1. Інформація про випуски збірника «Космические исследования на Украине»

Номер випуску	Рік видання	Редактор випуску	Основні теми
1	1973	Г. С. Писаренко	Космічне матеріалознавство і технологія
2	1973	Ю. О. Митропольський	Космічна механіка та системи керування
3	1973	Г. С. Писаренко	Фізика космосу і астрономія
4	1973	М. М. Сиротинін	Космічна біологія і медицина
5	1974	С. І. Субботін	Фізика космосу і астрономія
6	1975	Г. С. Писаренко	Космічне матеріалознавство і технологія
7	1975	В. С. Будник	Технічна механіка літальних апаратів
8	1976	В. С. Будник	Технічна механіка літальних апаратів
9	1976	Г. С. Писаренко	Механіка, космічне матеріалознавство і технологія
10	1977	Г. С. Писаренко	Технічна механіка літальних апаратів
11	1977	В. С. Будник	Технічна механіка літальних апаратів
12	1978	Г. С. Писаренко	Фізика космосу, космічна біологія, космічне матеріалознавство
13	1979	Г. С. Писаренко	Фізика космосу, космічна біологія, космічне матеріалознавство
14	1980	Г. С. Писаренко	Фізика космосу, технічна механіка, космічне матеріалознавство
15	1981	Г. С. Писаренко	Космічне матеріалознавство, фізика космосу, космічна механіка
16	1982	Г. С. Писаренко	Технічна механіка літальних апаратів, надійність систем космічної техніки
17	1983	Г. С. Писаренко	Сучасна теоретична і експериментальна фізика
18	1984	Г. С. Писаренко	Космічне матеріалознавство і технологія

Таблиця 2. Інформація про випуски збірника «Космическая наука и техника»

Номер випуску	Рік видання	Редактор випуску	Основні теми
1	1986	В. Г. Бар'яхтар	Фізика космічної плазми, ДЗЗ, космічне матеріалознавство
2	1987	В. Г. Бар'яхтар	Фізика космосу, космічні конструкції
3	1988	В. Г. Бар'яхтар	Механіка та міцність КА, космічна навігація і керування рухом КА
4	1989	Я. С. Яцків	Космічна біологія, космічне матеріалознавство, ДЗЗ
5	1990	Я. С. Яцків	Проект «Вега», ДЗЗ
6	1991	Я. С. Яцків	Механіка КА, космічна навігація і керування рухом КА
7	1992	Я. С. Яцків	Дослідження астрономічних об'єктів

Таблиця 3. Основні віхи з історії становлення журналу «Космічна наука і технологія»

Дата	Подія
11 листопада 1994 р.	Головна астрономічна обсерваторія (ГАО) НАН України розпочала за контрактом з НКАУ виконання науково-дослідної роботи «Редагування, видання та розповсюдження журналу «Космічна наука і технологія».
28 грудня 1994 р.	Прийнята Постанова № 307 Президії НАН України «Про започаткування журналу «Космічна наука і технологія».
18 січня 1995 р.	Укладено Установчий договір між засновниками журналу: НКАУ, в особі виконувача обов'язків Генерального директора А. В. Жалка-Титаренка та НАН України, в особі її президента, академіка Б. Є. Патона, які, діючи на підставі своїх статутів, уклали угоду про те, що: • НКАУ та НАН України організовують випуск журналу «Космічна наука і технологія». • НАН України виконує всі роботи зі збирання, редагування, підготовки до друку матеріалів, художньому й ілюстративному оформленню видання, бере на себе всі функції, пов'язані з поліграфічним випуском журналу. • НКАУ бере участь в підготовці до друку матеріалів та фінансує видання журналу «Космічна наука і технологія» за фактичними затратами.
2 лютого 1995 р.	Міністерством інформації України видано Свідоцтво про реєстрацію (КВ №1232) журналу «Космічна наука і технологія». Встановлена періодичність видання журналу — 6 номерів щорічно, мова видання — українська, російська та англійська.
15 лютого 1995 р.	Проведено перше засідання редакційної колегії журналу «Космічна наука і технологія», на якому, зокрема, були розподілені обов'язки членів редколегії та визначена наукова спрямованість журналу.
26 грудня 1995 р.	Відбулася презентація науково-практичного журналу «Космічна наука і технологія» — спільного видання Національного космічного агентства України (НКАУ) і Національної академії наук (НАН) України.

Таблиця 4. Тематичні випуски журналу «Космічна наука і технологія»

Номер п/п	Рік, том, число	Автор(и)	Тематика
1	1998, 4, 4	Збірник (колектив авторів) Ред.: В. В. Грицик	Інформаційні технології і системи для космічних досліджень
2	2000, 6, 4	Збірник (колектив авторів) *	Proposals for the International Space Station
3	2001, 7, 1	Б. Є. Патон, І. Б. Вавилова, О. О. Негода, Я. С. Яцків	Важливі віхи космічної ери
4	2001, 7, 4	Збірник (колектив авторів) Ред.: А. А. Кошовий	Радіо- і супутникові навігаційні системи
5	2002, 8, 2/3	Збірник (колектив авторів) Ред.: В. І. Лялько	Аерокосмічні дослідження Землі: тенденції і перспективи
6	2002, 8, 5/6	Матеріали 2-ї УКПКД **	Перспективні космічні дослідження
7	2003, 9, 5/6	Матеріали 3-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження
8	2004, 10, 5/6	Матеріали 4-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження
9	2008, 14, 5	Збірник (колектив авторів)	Космічна погода
10	2008, 14, 6	Збірник (колектив авторів)	Космічна погода (продовження)
11	2008, 14, 2	Матеріали 7-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження
12	2009, 15, 2	Збірник (колектив авторів) Ред.: О.П.Федоров	Новітні космічні технології
13	2010, 16, 1	Матеріали 9-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження
14	2010, 16, 2	Матеріали 9-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження (продовження)

* 210 авторів (122 короткі повідомлення), [3]

** УКПКД — Українська конференція з перспективних космічних досліджень.

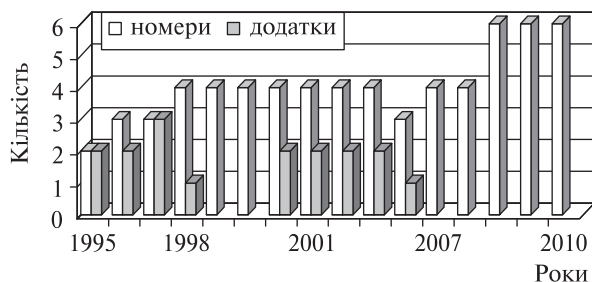


Рис. 1. Зведені дані про випуски журналу «Космічна наука і технологія» за 1995—2010 рр.

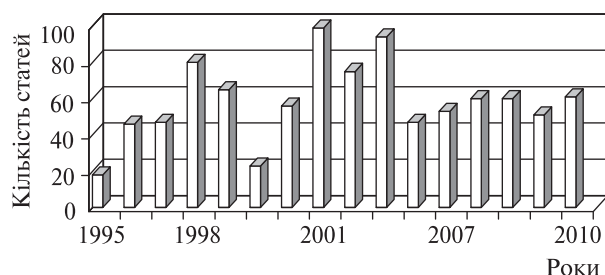


Рис. 2. Розподіл статей по роках (для 2000 р. не ураховані дані спецвипуску [3] — збірника пропозицій, що налічує 122 короткі повідомлення 210 авторів до проекту «Міжнародна космічна станція»)

Таблиця 5. Додатки до журналу «Космічна наука і технологія»

Номер п/п	Рік, том, число	Автор(и)	Тематика
1	1995, 1, 1	А. П. Завалішин та ін.	До 100-річчя Ю. В. Кондратюка
2	1995, 1, 2	Ya. S. Yatskiv, et al.	GPS Observational Campaign
3	1996, 2, 1	М. І. Демчик та ін.	Результати спостережень геосинхронних ШСЗ
4	1996, 2, 2	В. Л. Андреев, С. М. Конюхов	До 85-річчя М. К. Янгеля
5	1997, 3, 1/2	А. П. Завалішин, А. В. Даценко	Ю. В. Кондратюк — основоположник космонавтики
6	1997, 3, 3/4	Ред.: В. І. Лялько, О. Д. Федоровський	Атлас «Україна з космосу»
7	1997, 3, 5/6	V. A. Kuchеров, et al.	UVSPEPOL Project
8	1998, 4, 1	L. M. Kizyun, et al.	Catalogue GOCKU96
9	2001, 7, 1	Збірник праць 2-ї ММНПК *	«Людина і космос»
10	2001, 7, 2	Proceedings of 8-th Ukr. Conf.	«Space Plasma physics»
11	2002, 8, 1	Збірник праць 3-ї ММНПК	«Людина і космос»
12	2002, 8, 2	Збірник праць 2-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження
13	2003, 9, 1	Збірник праць 4-ї ММНПК	«Людина і космос»
14	2003, 9, 2	Збірник праць 3-ї УКПКД	Перспективні космічні дослідження
15	2004, 10, 1	Збірник праць 5-ї ММНПК	«Людина і космос»
16	2004, 10, 2	Ю. Г. Шкуратов, В. С. Кислюк, Л. Н. Литвиненко, Я. С. Яцків	Модель Луни 2004 для проекту «Укрселена»
17	2005, 11, 1	Збірник праць 6-ї ММНПК	«Людина і космос»
18	2005, 11, 2	В. С. Кислюк, В. М. Клименко, О. В. Клименко	Авторський показчик до томів 1—11 журналу «Космічна наука і технологія» за 1995—2005 роки

* ММНПК — Міжнародна молодіжна науково-практична конференція

4. Космічний зв'язок та інформаційні системи
5. Дослідження Землі з космосу
6. Космічна фізика (навколоземний космічний простір)
7. Космічна астрономія та астрофізика
8. Хімічні, фізичні та біологічні процеси в космосі
9. Космічні конструкції, споруди та матеріали

Крім того, в журналі публікуються новини космічних агентств світу, директивні матеріали (укази, постанови тощо) стосовно ракетно-космічної галузі, різні повідомлення, звіти, хроніка, персоналії, рекламні матеріали тощо. Інформацію про випуск журналу «Космічна наука і технологія» відповідно за 10 і 15 років див. в [1, 2].

Всього за 1995—2010 рр. здійснено 65 випусків журналу «Космічна наука і технологія» (серед них 13 тематичних номерів) та 18 додатків, в яких опубліковано відповідно 935 і 326 наукових статей. В табл. 4 і 5 наведені відомості про тематичні випуски журналу «Космічна наука і технологія» та додатки до журналу за (1995—2010 рр.).

Дані про видання журналу «Космічна наука і технологія» за (1995—2010) рр. проілюстровані на рис. 1, 2.

ВИСНОВКИ

Всього за 1995—2010 рр. здійснено видання 16 томів журналу «Космічна наука і технологія» — 65 випусків (серед них 13 тематичних номерів) та 18 додатків, в яких опубліковано відповідно 935 і 326 наукових статей. 74 % статей написані російською, 23 % — українською та 3 % — англійською мовами. Починаючи з 2008 р. журнал виходить регулярно (шість випусків на рік). Журнал «Космічна наука і технологія» поступово набуває якості міжнародного видання. Близько 30 % опублікованих статей підготовлені за участю авторів з Росії та інших зарубіжних країн.

1. Кислюк В. С., Клименко В. М., Клименко О. В. Десять років журналу «Космічна наука і технологія» // Космічна наука і технологія. Додаток. — 2005. — **11**, № 2. — С. 3—6.
2. Кислюк В. С. Журналу «Космічна наука і технологія» — 15 років // Космічна наука і технологія. — 2010. — **16**, № 1. — С. 5—8.
3. Brief overview of the ISS project: International and Ukrainian participation // Космічна наука і технологія. — 2000 — **6**, № 4.

Надійшла до редакції 11.03.11

Ya. S. Yatskiv, V. S. Kislyuk

UKRAINIAN PERIODICAL EDITIONS ON SPACE SUBJECTS

We present the statistical data on publication of thematic collected books «Space researches in the Ukraine» (1973—1984), «Space science and technics» (1986—1992) and practical-scientific journal «Space science and technology» (from 1995).

АЛЛЕР Марго Фрідель — науковий співробітник Радіо-обсерваторії Мічиганського університету.

Напрямок науки — радіоастрономія.

АЛЛЕР Хьюдж Дункан — професор астрономії Радіообсерваторії Мічиганського університету.

Напрямок науки — радіоастрономія.

АРТЕМЕНКО Ігор Геннадійович — інженер I категорії відділу ЕМОГС Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України.

Напрямок науки — кліматологія, моделювання, аналіз ризиків, дистанційне дослідження Землі.

БЕЛЯЄВ Сергій Михайлович — заступник завідувача відділу електромагнітних досліджень Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — апаратура та методика дослідження електромагнітних полів і струмів у космічній плазмі.

БОРМАН Георгій Андрійович — молодший науковий співробітник лабораторії зірок та галактик Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія».

Напрямок науки — астрофізика.

БАВИЛОВА Ірина Борисівна — завідувачка лабораторії Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук, доцент.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, математичні методи розпізнавання та обробки даних, каталоги і бази даних небесних об'єктів, історія астрономії.

ВІЛЛАТА Массімо — науковий співробітник Туринської астрономічної обсерваторії Національного інституту астрофізики Італії.

Напрямок науки — астрофізика.

ВОЛОШЕНЮК Оксана Леонідівна — молодший науковий співробітник відділу системного аналізу й проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — динаміка керованих механічних систем.

ВОЛОШИН Андрій Валентинович — Головний інженер науково-виробничого комплексу «Інформаційні технології».

Напрямок науки — схемотехніка, розробка електронних пристроїв ракет-носіїв та наземного сегменту ракетних комплексів.

ВОЛЬВАЧ Олександр Євгенович — заступник директора з наукової роботи Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», доктор фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, почесний працівник космічної галузі України, лауреат премії НАН України ім. Є. П. Федорова.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, радіоастрономія, радіоінтерферометрія з наддовгими базами.

ВОЛЬВАЧ Лариса Миколаївна — науковий співробітник лабораторії радіоастрономії Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія».

Напрямок науки — радіоастрономія, радіоінтерферометрія з наддовгими базами.

ДОРОШЕНКО Валентина Трохимівна — старший науковий співробітник лабораторії зірок та галактик Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізика.

ЄПШЕВ Віталій Петрович — науковий керівник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету, старший науковий співробітник, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика навколосемного космічного простору на основі спостережень штучних супутників Землі.

ЄФІМОВ Юрій Сергійович — старший науковий співробітник лабораторії зірок та галактик Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізика.

ЖАБОРОВСЬКИЙ Віталій Петрович — студент кафедри астрономії та фізики космосу Київського національного університету ім. Тараса Шевченка.

Напрямок науки — астрометрія, геодинаміка.

ЖДАНОВ Валерій Іванович — завідувач відділу астрофізики Астрономічної обсерваторії Київського націо-

нального університету імені Тараса Шевченка, доктор фізико-математичних наук, професор.

Напрямок науки — теоретична фізика, астрофізика.

КАРАЧУН Володимир Володимирович — завідувач кафедри технічної механіки Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», доктор технічних наук, професор, академік Аерокосмічної академії України.

Напрямок науки — динаміка бортової апаратури носіїв.

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.

КЛІМАНОВ Сергій Олексійович — науковий співробітник лабораторії зірок та галактик Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія».

Напрямок науки — астрофізика.

КЛІМИК Володимир Улянович — науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрямок науки — фізика навколоземного космічного простору на основі спостережень штучних супутників Землі.

КОРЕПАНОВ Валерій Євгенійович — заступник директора, завідувач відділу електромагнітних досліджень Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, Заслужений діяч науки й техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, член редакційної колегії журналу «Космічна наука і технологія».

Напрямок науки — апаратура та методика дослідження електромагнітних полів і струмів у космічній плазмі.

КОСТЕНКО Володимир Іванович — старший науковий співробітник Астрокосмічного центру Установи Російської академії наук Фізичного інституту ім. П. Н. Лебедева, Москва, Росія, кандидат наук.

Напрямок науки — радіоастрономія, радіоінтерферометрія з наддовгими базами.

КУДАК Віктор Ігорович — молодший науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрямок науки — фізика навколоземного космічного простору на основі спостережень штучних супутників Землі.

КУТЬКІН Олександр Михайлович — молодший науковий співробітник Астрокосмічного центру Установи Ро-

сійської академії наук Фізичного інституту ім. П. М. Лебедева.

Напрямок науки — астрофізика.

ЛАРІОНОВ Михайло Григорович — заступник керівника Астрокосмічного центру Установи Російської академії наук Фізичного інституту ім. П. М. Лебедева, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізика, радіоастрономія.

ЛАХТЕЕНМАКІ Анна — науковий співробітник Радіообсерваторії Метсахові Університету ім. Аалто, Фінляндія.

Напрямок науки — радіоастрономія.

ЛІЩЕНКО Людмила Павлівна — старший науковий співробітник Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, кандидат геологічних наук.

Напрямок науки — геологія, дистанційне дослідження Землі.

МАКАРОВ Олександр Леонідович — Головний конструктор і начальник конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» м. Дніпропетровськ, кандидат технічних наук, лауреат Державної премії України.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

МАЦО Ганна Михайлівна — науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету.

Напрямок науки — фізика навколоземного космічного простору на основі спостережень штучних супутників Землі.

МЕЛЬНИК Вікторія Миколаївна — професор Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», доктор технічних наук.

Напрямок науки — навігаційні прилади.

МОТРУНИЧ Іван Іванович — старший науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень Ужгородського національного університету, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика навколоземного космічного простору на основі спостережень штучних супутників Землі.

НАЗАРОВ Сергій Валентинович — молодший науковий співробітник лабораторії зірок та галактик Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія».

Напрямок науки — астрофізика.

ПИРОЖЕНКО Олександр Володимирович — провідний науковий співробітник відділу системного аналізу й проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — динаміка керованих механічних систем.

ПУШКАРЬОВ Олександр Борисович — науковий співробітник Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — радіоастрономія, радіоінтерферометрія з наддовгими базами.

РАІТЕРІ Клаудія — науковий співробітник Туринської астрономічної обсерваторії Національного інституту астрофізики Італії.

Напрямок науки — астрофізика.

САВОЛАЙНЕН Петрі — науковий співробітник Радіообсерваторії Метсахові Університету ім. Аалто, Фінляндія.

Напрямок науки — радіоастрономія.

СЕРГЄЄВ Сергій Геннадійович — старший науковий співробітник лабораторії зірок та галактик Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізика.

СКОРОХОД Тетяна Владиславівна — молодший науковий співробітник лабораторії супутникових досліджень ближнього космосу Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — фізика іоносфери, дистанційні аерокосмічні дослідження.

СУХАНОВ Константин Юрійович — старший науковий співробітник Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — програмування, дистанційне дослідження Землі.

ТАММІ Джон — науковий співробітник Радіообсерваторії Метсахові Університету ім. Аалто, Фінляндія.

Напрямок науки — радіоастрономія.

ТИХОНОВ Валерій Леонідович — начальник сектору проектного відділу конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — гіроскопічні прилади та системи, динаміка, балістика і керування рухом, точнісні характеристики ракетних комплексів.

ТОРНИКОСКИ Марія — науковий співробітник Радіообсерваторії Метсахові Університету ім. Аалто, Фінляндія.

Напрямок науки — радіоастрономія.

ФЕДОРОВА Олена Валентинівна — науковий співробітник відділу астрофізики Астрономічної обсерваторії Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — теоретична фізика, астрофізика.

ФЕДОРОВСЬКИЙ Олександр Дмитрович — завідувач відділу Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, член кореспондент Національної академії наук України.

Напрямок науки — гідрофізика, системний аналіз, дистанційне дослідження Землі.

ХРАМОВ Дмитро Олександрович — старший науковий співробітник відділу системного аналізу й проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — динаміка керованих механічних систем.

ХРАПАЧ Олексій Васильович — Головний спеціаліст науково-виробничого комплексу «Інформаційні технології».

Напрямок науки — програмування мікропроцесорних пристроїв, що застосовуються у ракетній та космічній техніці.

ЧЕСНОК Надія Григорівна — молодший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, математичні методи розпізнавання та обробки даних, каталоги і бази даних небесних об'єктів, історія астрономії.

ЧОЛІЙ Василь Ярославович — доцент кафедри астрономії та фізики космосу Київського національного університету імені Тараса Шевченка, старший науковий співробітник відділу космічної геодинаміки Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрометрія, геодинаміка.

ЯЦКІВ Ярослав Степанович — директор Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, завідувач відділу космічної геодинаміки, академік НАН України, доктор фізико-математичних наук, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державних премій СРСР та України.

Напрямок науки — космічна геодинаміка та позаятмосферна астрономія.



10 лютого 2011 р. виповнилось 100 років від дня народження видатного вченого, організатора науки і теоретика космонавтики академіка Мстислава Всеволодовича Келдиша. 8—10 лютого Російська академія наук проводила урочисті заходи, присвячені науковій і науково-організаційній діяльності академіка М. В. Келдиша.

8 лютого в Президентському залі РАН відбулася конференція: «Теоретична та прикладна математика, інформатика, прикладні дослідження». Конференція розпочалася з доповіді академіка А. С. Коротеєва «Творчий шлях М. В. Келдиша в ракетобудуванні і космонавтиці». В доповіді академіка В. А. Садовнича «М. В. Келдиш — видатний математик» представлені основні результати наукової творчості М. В. Келдиша як видатного математика, поєднуючого широкі наукові інтереси з конкретними прикладними задачами. Праці М. В. Келдиша в області математики і механіки прослідковуються в тісному зв'язку з його педагогічною і науково-організаційною діяльністю. З іменем М. В. Келдиша пов'язано становлення нової науки — сучасної обчислювальної механіки. Доповіді, прочитані в цей день, були присвячені розвитку наукових ідей М. В. Келдиша в різних аспектах математики, механіки і обчислювальної техніки.

9 лютого в Президентському залі РАН відбулася конференція: «Космічна наука: від М. В. Келдиша до наших днів». На конференції було відзначено, що М. В. Келдишу належить важлива роль в організації міжнародного співробітництва в дослідженнях і використанні космічного простору по програмі «Интеркосмос», а також на двосторонній основі з США, Францією, Індією та іншими країнами. Російські вчені беруть активну участь в зарубіжних наукових проектах, а іноземні вчені — в російських проектах.

Професор М. Банашкевич (Польща) зробив доповідь «Дослідження комет і малих тіл», академік НАНУ Я. С. Яцків — доповідь «Малі супутники надихнули нове життя в класичну геодезію», а професор Джі Ву (Китай) — про Міжнародну програму «Життя з зіркою» (ILWS).

Лауреати премії Президента Російської Федерації 2010 р. в галузі науки та інновацій для молодих вчених Максим Мокроусов і Антон Санін — співробітники інституту космічних досліджень (ІКД) РАН, зробили доповідь «Вивчення Місяця з допомогою нейтронного детектора ЛЕНД».

Вечірнє засідання конференції, на якому виступили академіки Н. П. Лаверов, М. Я. Маров, Л. М. Зелений, А. І. Григор'єв, було присвячене проблемам дослідженням Землі з космосу та проведення фізичних і медико-біологічних експериментів в космосі.

10 лютого в ІКД РАН відбувся круглий стіл «Космическая наука — взгляд в прошлое, взгляд в будущее» (див. нижче Прес-реліз), після якого, у Великому залі РАН — урочисте засідання, на якому з доповіддю присвяченою 100-річчю від дня народження академіка М. В. Келдиша, виступив президент РАН, академік Ю. С. Осипов. Своїми спогадами про спільну роботу з видатною людиною поділилися академік Борис Черток; президент НАНУ, академік Борис Патон; академіки Гурій Марчук, Олександр Спірін, Михайло Маров.

На честь знаменної події відбулося вручення нагород РАН. Видатному математику Тимуру Магометовичу Енеєву, який багато років працював під керівництвом М. В. Келдиша і в тісному контакті з С. П. Корольовим, присуджена Велика медаль РАН ім. М. В. Келдиша. Дочці Головного конструктора, доктору медичних наук Н. С. Корольовій рішенням президії РАН присуджена спеціальна премія за книгу, яку вона написала про свого батька. Президент РАН академік Юрій Осипов вручив також грошові премії молодим вченим за найкращі наукові праці.

Урочисте засідання завершилось святковим концертом.

З інформації прес-служби РАН

«КОСМИЧЕСКАЯ НАУКА, ВЗГЛЯД В ПРОШЛОЕ, ВЗГЛЯД В БУДУЩЕЕ»

Участствуют: директор Института космических исследований академик РАН *Лев Зеленый*; профессор *Роже Морис Бониз* — исполнительный директор Международного института космических исследований (Берн, Швейцария); профессор *Марек Банашикевич* — директор Центра космических исследований Польской академии наук; академик НАНУ *Ярослав Яцкив* — директор Главной астрономической обсерватории Национальной академии наук Украины; профессор *Ву Джи* — директор Центра космической науки и прикладных исследований Китайской академии наук.

Исполнилось 100 лет со дня рождения выдающегося ученого-академика Мстислава Всеволодовича Келдыша, внесшего огромный вклад в развитие советской науки и техники, в организацию крупных научных и конструкторских коллективов, в координацию работ по осуществлению проектов государственного значения.

Содружество Мстислава Всеволодовича Келдыша и Сергея Павловича Королева сыграло исторически важную роль в становлении и развитии отечественной космонавтики. Творческая мысль и необычайно широкий кругозор Главного теоретика, громадный инженерный и организаторский талант Главного конструктора, помноженные на энтузиазм их многочисленных соратников, предопределили правильный выбор ключевых задач и направлений деятельности созданных ими научных и конструкторских коллективов.

М. В. Келдыша и С. П. Королева особенно отличали исключительное умение вникнуть, разобраться в самой запутанной проблеме, всесторонне обсудить все «за» и «против», убедиться самим и убедить других. Благодаря им у нас была стройная космическая программа, которая, в отличие от нынешней ситуации, последовательно и неуклонно выполнялась.

М. В. Келдышу принадлежит важнейшая роль в организации международного сотрудничества в исследованиях и использовании космического пространства по программе «Интеркосмос», а также на двусторонней основе с США, Францией, Индией и другими странами.

Академик Келдыш принимал непосредственное участие в создании Института медико-биологических проблем (ИМБП) и Института космических исследований (ИКИ).

По достоинству оценивая исторические шаги в завоевании космоса, принесшие нашей стране заслуженную славу и признание, особенно отчетливо видишь ту громадную роль, которую сыграли в этом М. В. Келдыш и С. П. Королев, и в который раз осознаешь, сколь трагическим для нашей космонавтики стал уход из жизни сначала Сергея Павловича, а затем и Мстислава Всеволодовича.

Утрата передовых позиций в космосе, как это ни прискорбно, во многом связана и с тем, что эквивалентной замены им, по существу, не нашлось, ни по духу, ни по уровню и размаху лидеров направлений, разработок и исследований.

Символично, что наш круглый стол, посвященный 100-летию со дня рождения М. В. Келдыша, проходит сегодня в ИКИ, в становлении которого он активно участвовал. Под его непосредственным руководством в Институте были заложены и успешно развивались новые направления в научной космонавтике. Особенно отчетливо это видно на примере исследований Солнечной системы. В частности, он был главным идеологом всех венерианских проектов. Его выдающийся талант обеспечил как наши прошлые достижения, так и задел на многие десятилетия. Не случайно, что многое из того, что реализуется до сего времени, было заложено при его жизни.

К сожалению, отечественная космическая программа, особенно последние два десятилетия, находилась в «полуразобранном состоянии» и только сейчас стали наблюдаться некоторые положительные подвижки. Вместе с тем Россия продолжает оставаться серьезной космической державой и постепенно укрепляет свои позиции в мировой космонавтике.

По количеству космических стартов она прочно удерживает первое место. Однако большая часть из них — это коммерческие проекты или запуски в интересах Международной космической станции.

Российские ученые активно участвуют в зарубежных научных космических проектах и, наоборот, иностранные ученые принимают участие в российских проектах.

Несмотря на тяжелое экономическое положение страны, особенно в 1990-е годы, институтам Российской академии наук и научно-исследовательским, конструкторским и промышленным организациям ракетно-космической отрасли удалось сохранить накопленный в советские времена интеллектуальный, производственный и кадровый потенциал на следующие 20 и даже 30 лет. Тем более что другие страны, в основном, уже опреде-

лились по своим национальным космическим программам, как пилотируемым, так и автоматическим. России только предстоит это сделать и, прежде всего, обозначить определенную нишу в планируемых исследованиях.

Сегодня в космосе разворачивается нечто подобное космической гонке, которая имела место в 1960—1970-е годы. Объектом этой гонки стала, как и в те годы, Луна. Китай уже объявил о намерении высадить на ее поверхность космонавтов. Ведутся в этом направлении работы в США, Японии. Обострившийся интерес к Луне в какой-то степени объясняется последними результатами ее исследований, выполненных, в частности, американцами с непосредственным участием российских ученых. Созданный в ИКИ РАН прибор ЛЕНД показал наличие на Луне больших запасов воды. А это уже важно в плане создания на нашем естественном спутнике каких-то обитаемых поселений.

Все, что сегодня делается в космосе, можно разделить на два основных направления: исследование (наука) и освоение. С точки зрения освоения интерес представляет лишь Луна. Пока же в ныне действующей отечественной программе присутствует только один четко очерченный проект лунных исследований — «Луна-Глоб». Проект комплексный, он предусматривает изучение топографии, химического и минералогического состава лунных пород, поиск водяного льда в так называемых «холодных ловушках» в окрестностях лунных полюсов, исследование эффектов взаимодействия Луны с межпланетной средой. В планах также проект «Луна-Ресурс», который предполагается реализовать совместно с индийскими коллегами. Как и в проекте «Луна-Глоб», основное внимание в нем будет уделяться исследованиям полярных областей Луны.

Продолжением сегодняшней лунной программы может стать использование Луны как естественного исследовательского полигона. В частности, там может быть построен автоматический радиотелескоп, состоящий из отдельных приемников радиоизлучения, равномерно распределенных по лунной поверхности. Преимущества такой радиообсерватории по сравнению с земными — отсутствие атмосферы, что обеспечивает более высокие чувствительность инструмента и угловое разрешение наблюдений.

Сегодня международным сообществом в рамках КОСПАР (Научный совет по космическим исследованиям) активно обсуждается проект международной лунной базы. Россия должна принять участие в этих работах.

Конечно, есть определенные предпосылки и для освоения природных ресурсов Луны, в том числе с участием человека. Но, по-видимому, это дело достаточно отдаленного будущего.

Представляется, что главный упор в планируемых на ближайшие годы космических проектах должен быть сделан на исследования, не имеющие аналогов в космических программах других стран, включая США, Европу, Японию. Так, реализация одного из приоритетных

российских научных проектов — «Фобос-Грунт» — предусматривает перелет космического аппарата к Марсу, посадку на марсианский спутник Фобос, взятие там образца грунта и его доставку на Землю.

Считается, что спутник Марса в известной степени сохранил свойства реликтового вещества — того «строительного материала», из которого когда-то образовались Солнце и планеты. Получив протовещество Солнечной системы, ученые смогут судить об ее эволюции за все время существования. На Фобосе, после отправки грунта на Землю, останется долгоживущая станция, которая продолжит изучение марсианского спутника, мониторинг климата самого Марса и исследования околомарсианского пространства.

Несмотря на большой интерес научного сообщества к Марсу, ничего подобного российскому проекту другие страны даже не планируют.

Перед отечественными разработчиками была поставлена задача создать для реализации проекта «Фобос-Грунт» инновационный комплекс с высоким уровнем новизны его систем, приборов и научной аппаратуры. Базой для него должен был послужить унифицированный многоцелевой модуль, позволяющий решать различные фундаментальные и прикладные задачи перспективных исследований. И эта задача была выполнена. С целью большей надежности успешной реализации проекта запуск космического аппарата был перенесен с 2009 на 2011 г.

Федеральной космической программой (ФКП 2006—2015) предусмотрен также очень интересный комплексный проект «Венера-Д» («Д» означает «долгоживущий»). Речь идет о создании комплекса для детальных исследований венерианской атмосферы и самой планеты в течение достаточно длительного времени. Предполагается, что научная аппаратура посадочного аппарата будет сохранять работоспособность в условиях высоких температур и давления в течение нескольких дней, а может быть и дольше. Для сравнения посадочные аппараты предыдущих венерианских станций «жили» на Венере не более полутора часов.

Активно обсуждается также проект посадочного аппарата для десантирования на юпитерианский спутник Европу, на котором под толстым слоем льда плещется океан соленой воды. Это вторая после Марса возможность обнаружить какую-то внеземную органику.

Россия обладает здесь определенными конкурентными преимуществами. Это, в частности, огромный задел по медико-биологическим технологиям. Мы имеем хороший опыт технологий мягкой посадки, производства тяжелых ракет-носителей и, в особенности двигателей для них. Неплохо развиты технологии радиоизотопных источников и электрических ракетных двигателей.

В 1970-е годы автоматическая станция «Луна-16» обеспечила первую успешную доставку на Землю лунно-

го грунта. Сейчас ведется активная работа над техникой доставки грунта с марсианского спутника Фобоса. Однако остается еще множество нерешенных проблем. Одна из них — очень высокая радиация в окрестностях Юпитера. Да и лететь до Европы далеко и долго.

С точки зрения поисков внеземной жизни достаточно привлекательным объектом Солнечной системы представляется и Марс. Сегодня о Марсе известно довольно много. Определенную роль в этом сыграли исследования, выполненные на отечественных космических аппаратах. Достаточно удачным был проект «Фобос-2» в начале 1980-х годов. В частности, он дал очень много интересных данных о плазменной оболочке планеты.

В настоящее время активно обсуждается вопрос о пилотируемой марсианской экспедиции. Ее сторонников достаточно много, но в то же время постепенно приходит понимание того, насколько сложным, дорогостоящим и далеко небезопасным будет это мероприятие. Эксперименты, которые ведутся сегодня в ИМБП, в большей степени можно отнести к психологической подготовке миссии на Красную планету. Ведь воспроизвести невесомость и самое главное, космическую радиацию, в земных условиях невозможно, а это одна из самых серьезных проблем и при подлете к планете, и на ее поверхности пока не ясно.

У Марса слабое магнитное поле и очень сильная эрозия атмосферы. Поэтому солнечные и галактические космические лучи беспрепятственно достигают поверхности планеты и выбивают из нее так называемые вторичные нейтроны. Измерения, выполненные российским прибором ХЕНД в рамках проекта «Марс-Одиссей» (НАСА), показали, что после солнечных вспышек поток нейтронов возрастает в несколько раз, и средств защиты от него нет, за исключением, разве что «закопаться» на какую-то глубину под поверхностью планеты.

Главное сейчас — это состыковать программы освоения Марса с программой его исследований. Любой проект пилотируемой экспедиции должен предусматривать предварительное развертывание на планете исследовательских, со временем постоянно действующих, автоматических станций. Пока в российской программе прописано несколько «марсианских» проектов. Это «Фобос-Грунт», о котором уже говорилось, «Марс-NET» и доставка на Землю образцов грунта планеты.

Проект «Марс-NET» — это 8–10 метеостанций, рассредоточенных по поверхности Марса для проведения климатических измерений, изучения радиационной обстановки и сейсмической активности. С ЕКА ведутся переговоры по согласованию исследовательских марсианских программ, в частности объединению проектов «Марс-NET» и «Экзо-Марс» по десантированию на поверхность Красной планеты большого марсохода. Один из вариантов — выведение в космос российского и европейского аппаратов в одном запуске РН «Протон».

В целом может получиться очень неплохая кооперация. ЕКА рассчитывает, помимо использования РН «Протон», договориться об установке на «Экзо-Марсе» нагревательных приборов, работающих на российских радиоизотопных источниках энергии, необходимых для предотвращения замерзания бортовой аппаратуры. Мы можем предложить для установки на марсоходе инфракрасные спектрометры, детекторы частиц, лазерные спектрометры. У нас также есть хороший задел в технике экспериментов, с которым не стыдно выйти на международный уровень. Это малые посадочные станции, пелетраторы, буровые устройства, возвратные системы.

Прибор, созданный в ИКИ РАН, выиграл конкурс на участие в проекте NASA MSL (Mars Science Laboratory) 2009 (Большой долгоживущий марсоход). Российский эксперимент «Динамическое альbedo нейтронов» позволит локально определять содержание водорода — одной из составляющих воды — в грунте, подобно тому как это делал прибор ХЕНД, также созданный в ИКИ, с борта американской станции «Марс-Одиссей».

Если сравнивать лунные и марсианские приоритеты, то Луна должна быть прелюдией к освоению Марса, а с точки зрения исследовательских задач предпочтение должно быть отдано Красной планете.

Луне принадлежит явный приоритет как потенциальному источнику материальных ресурсов для Земли и в возможности создания на ее поверхности долговременной базы, в том числе для контроля над различными процессами на Земле. Изучение Марса может дать ключевую информацию для понимания биосферных и климатических процессов на Земле.

Сегодня мы наблюдаем три принципиально различных сценария развития климата на планетах: два катастрофических — на Венере с ее плотной и горячей атмосферой и на Марсе с, наоборот, очень разреженной атмосферой, практически полностью потерянной, и земной — где-то посередине.

Очевидно, что лунная программа может стать намного более конкурентной, политически ангажированной и не менее научнообоснованной, чем марсианская и внесет вклад и в научную, и в «освоенческую» часть космических исследований. Какие-то из технологий для Марса можно будет отработать на Луне.

Что касается перспектив пилотируемой космонавтики, то ареной ее деятельности, по крайней мере в ближайшие годы, по-видимому, так и останутся околоземные орбиты. 12 лет назад здесь началось сооружение Международной космической станции. Ряд экспертов полагает, что сама идея ее создания носила больше политический, чем научный характер. С мая 2009 года численность экипажей МКС возросла до шести человек. Европа и Япония к настоящему времени полностью дооборудовали свои элементы станции. США планируют завершить строительство своего сегмента в 2011 г. Дооснащение

российского сегмента (РС МКС) возобновилось только в 2009 г. и, очевидно, будет закончено, в лучшем случае, лишь к 2015 г.: на завершение строительства было недо-заложено почти две трети необходимых средств.

Выполнение на РС МКС исследований условно мож-но разделить на два основных типа: направленные на развитие и совершенствование собственно космической техники и отработку технологий пилотируемых косми-ческих полетов и реализуемые в интересах фундамен-тальной и прикладной науки. Второе направление по объему исследований существенно уступает первому.

Ожидается, что ситуация может измениться после введения в эксплуатацию Многофункционального лабо-раторного модуля (МЛМ). Планируется также присты-ковка к станции двух научно-энергетических модулей. Для возврата с МКС результатов исследований наме-чено создание грузовозвращаемого корабля. Изучается возможность дополнительного размещения исследова-тельской аппаратуры на транспортно-грузовых кораблях «Прогресс»: на его внешней поверхности, в зоне сты-ковочного агрегата, внутри негерметичного и грузового отсеков. Однако проблемой остается дефицит времени на выполнение космонавтами научных исследований и экспериментов. В лучшем случае, за счет автоматизации ряда рутинных процедур и совершенствования страте-гии обслуживания бортовых систем, можно будет по-высить продуктивность работы космонавтов в два — два с половиной раза, то есть увеличить время их полезной деятельности до 10—15 % от полетного времени.

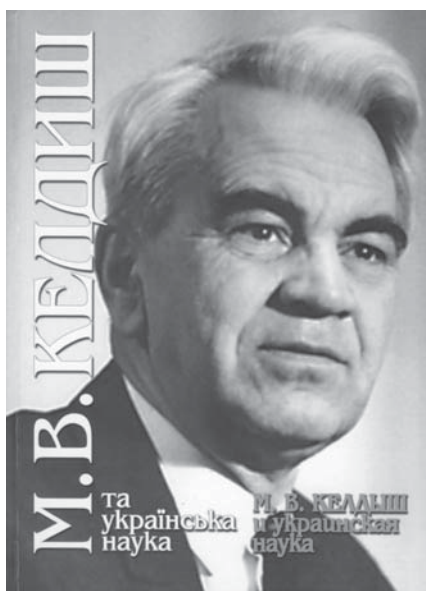
Скорее всего, МКС на ближайшие десятилетия, если не до конца текущего столетия, останется последним гигантским орбитальным пилотируемым сооружением.

Ему на смену должны прийти компактные и эффектив-ные высоко автоматизированные комплексы, не требу-ющие от космонавтов большого объема вспомога-тельных операций по поддержанию их работоспособности и обеспечению условий жизнедеятельности. Рабочее время экипажей станет, в основном, расходоваться на выполнение целевых задач.

Представляется, что одним из аспектов использова-ния пилотируемых околоземных космических станций в будущем может стать создание технологий заключитель-ных операций по установке КА, включая процедуры сборки, развертывания элементов конструкции, выпол-нение комплексов электрических и радиотехнических испытаний. Это позволит снизить требования к кон-струкции КА за счет «комфортной» доставки отдельных блоков в космос и существенно повысить показатели надежности за счет предстартового контроля систем не-посредственно на борту орбитальной станции. Если ког-да-то и начнет создаваться марсианский экспедицион-ный комплекс, то, очевидно, он будет строиться именно по такой схеме.

Развитием этой технологии может стать создание на базе пилотируемой космической станции орбитального центра обслуживания околоземных КА: выполнение их профилактического ремонта, модернизации, пополне-ния запасов расходуемых материалов. Одной из пер-спективных задач для орбитальной пилотируемой стан-ции могло бы стать и создание специальной лаборатории по стерилизации материалов, доставляемых на Землю с других объектов Солнечной системы, с промежуточным карантинном в этой лаборатории.

Пресс-служба ИКИ РАН



М. В. Келдиш та українська наука М. В. Келдыш и украинская наука

(Київ: Академперіодика, 2011. — 272 с.)

У книзі подані матеріали про зв'язки всесвітньо відомого вченого і організатора науки Мстислава Всеволодовича Келдиша з українською науковою спільнотою. Книга видана національною бібліоте-кою України імені В. І. Вернадського до 100-річчя від дня народження вченого, підготовлена колек-тивом авторів-укладачів (відповідальний редак-тор академік Б. Є. Патон). Книга ілюстрована фотографіями, зробленими під час перебування М. В. Келдиша в Україні.

КОНЮХОВ Станіслав Миколайович



3 квітня 2011 року пішов з життя Герой України, Генеральний-конструктор — Генеральний директор — науковий керівник КБ «Південне», академік Національної академії наук України, віце-президент Міжнародної академії астронавтики, лауреат Державної премії СРСР, Державної премії України, Заслужений машинобудівник України, доктор технічних наук, професор Станіслав Миколайович КОНЮХОВ.

Станіслав Миколайович був блискучим організатором, досвідченим професіоналом, взірцем самовідданого і чесного служіння Вітчизні. Відповідальність, чесність, справедливість і принциповість були відмінними рисами і змістом всього життя С. М. Конюхова.

Його високий професіоналізм і цілеспрямованість, самовідданість і величезна працьовитість, вміння згуртувати навколо себе однодумців і колег прославили Дніпропетровщину як космічну столицю України й один із провідних світових центрів виробництва космічної техніки.

Разом з Михайлом Янгелем та Володимиром Уткіним він стояв біля джерел створення ракетно-космічної галузі. Під його безпосереднім керівництвом створені ракетні носії «Циклон», «Зеніт» і «Дніпро». За допомогою цих унікальних носіїв здійснено запуски безлічі космічних апа-

ратів серії «Космос» та «Інтеркосмос», вирішено багато наукових, народногосподарських і оборонних завдань.

С. М. Конюхов керував створенням космічних апаратів військового, наукового і народногосподарського призначення типу «Цілина», «Океан» і «Інтеркосмос», призначених у тому числі для дослідження Сонця. За його безпосередньої участі у стислі терміни були розроблені і виведені на орбіту космічні апарати серії АУОС, «Океан», «Січ», «Єгиптсат» та інші. Впроваджено міжнародні проекти «Морський старт» та «Наземний старт», реалізується програма «Циклон-4».

Він виховав цілу плеяду вчених, проєктантів, конструкторів, випробувачів, виробників, залишивши по собі унікальну ракетно-космічну школу світового рівня.

Неоціненним є внесок С. М. Конюхова у формування й зміцнення позиції України, як однієї з провідних ракетно-космічних держав світу. Він є одним з авторів Національної космічної програми України.

До свого професійного свята і до 74-го дня народження він не дожив лише 10 днів.

Він був сильним, мужнім, цілеспрямованим і непохитним. Про таких, попри поважний вік, кажуть «помер на злеті».

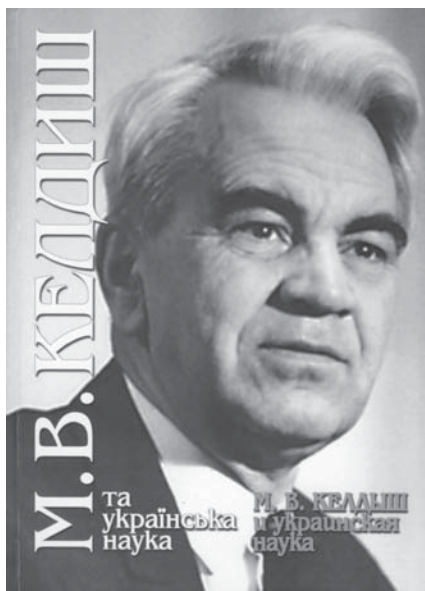
Станіслав Конюхов — це людина-епоха. Його ім'я навіть залишиться в історії нашої країни, в історії світового ракетобудування, у серцях тих, хто його знав.

Висловлюємо співчуття рідним, близьким, друзям і колегам Станіслава Миколайовича Конюхова. Підтримуємо вас у важку хвилину, поділяємо ваше горе і біль тяжкої непоправної втрати.

Схиляємо голову, віддаючи данину пам'яті С.М. Конюхову. Хай буде пухом йому земля, на якій він трудився, а світла пам'ять про нього залишиться в наших серцях.

З величезною повагою і скорботою

*В. Ф. Янукович, В. М. Литвин, М. Я. Азаров, Л. Д. Кучма,
Б. Є. Патон, В. П. Горбулін, А. П. Ключев, Я. С. Яцків,
Ю. С. Алексєєв, О. Ю. Вілкул, Є. Г. Удод, І. І. Куліченко,
О. В. Десятьєв, В. А. Щеголь, В. В. Пилипенко, О. В. Пилипенко,
О. М. Мащенко, Є. В. Курячий, В. Г. Василюк,
В. М. Шнякін, А. І. Шевцов, І. І. Загора, О. С. Качура,
М. В. Поляков, А. Ф. Булат, В. Ф. Литвин, В. М. Сергієнко*



М. В. Келдиш та українська наука
М. В. Келдыш и украинская наука

(Київ: Академперіодика, 2011. — 272 с.)

У книзі подані матеріали про зв'язки всесвітньо відомого вченого і організатора науки Мстислава Всеволодовича Келдиша з українською науковою спільнотою. Книга видана національною бібліотекою України імені В. І. Вернадського до 100-річчя від дня народження вченого, підготовлена колективом авторів-укладачів (відповідальний редактор академік Б. Є. Патон). Книга ілюстрована фотографіями, зробленими під час перебування М. В. Келдиша в Україні.
