



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 24
6(115)
2018

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

ДЕРЖАВНЕ
КОСМІЧНЕ
АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

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



ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Черняк М. Г. Забезпечення заданої точності вимірювань лінійного прискорення польоту ракети 3

Космічна енергетика і двигуни

Золотко О. Є., Золотко О. В., Мороз Ю. І., Сосновська О. В. Модель турбулентного перемішування продуктів детонації із зовнішнім середовищем у камері імпульсного двигуна 16

Дослідження Землі з космосу

Ткаченко А. І. Координатная привязка наземных объектов на основе условий компланарности 24

Белюсов К. Г., Свинаренко Д. Н., Хорошилов В. С., Мозговой Д. К., Самсонова Ю. И., Хмара Д. А. Использование дневных и ночных снимков видимого и инфракрасного диапазонов для мониторинга лесных пожаров 30

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Chernyak N. G. Ensuring the specified measurement accuracy of linear acceleration of a missile flight 3

Space Energy, Power and Propulsion

Zolotko O. E., Zolotko O. V., Moroz Yu. I., Sosnovska O. V. The model of turbulent mixing of the burned gas with external environment in the pulse detonation engine chamber 16

Study of the Earth from Space

Tkachenko A. I. A geo-referencing of the terrestrial objects on the basis of coplanarity conditions 24

Bilousov K. G., Svinarenko D. N., Khoroshilov V. S., Mozgovy D. K., Samsonova Y. I., Khmara D. O. The use of visible and infrared day-time and night-time images for forest fires' monitoring 30

Космічна й атмосферна фізика

Селіванов Ю. О., Рапопорт Ю. Г., Черемних О. К. Іоносферний відгук на акустичну дію за даними мікросупутників DEMETER та «Чибис-М» 41

Лизунов Г. В., Скороход Т. В. О селекции волновых возмущений на фоне трендов в данных спутниковых наблюдений термосферы 57

Науки про життя в космосі

Борисова Т. О., Крисанова Н. В., Позднякова Н. Г., Пастухов А. О., Борисов А. А., Дударенко М. В., Палієнко К. О., Шатурський О. Я. Проект: Розроблення нової універсальної методики оцінювання токсичності планетарного пилу для перспективних космічних місій 69

Космічна навігація та зв'язок

Янків-Вітковська Л. М., Джуман Б. Б. Апроксимація параметрів іоносфери з використанням сферичних функцій 74

Наші автори 80

Авторський показник 82

Space and Atmospheric Physics

Selivanov Yu. O., Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K. Ionospheric response to acoustic influence according to the data of DEMETER and Chibis-M microsattellites 41

Lizunov G. V., Skorokhod T. V. Selection of wave disturbances against the background of trends in the data of thermosphere satellite observations 57

Space Life Sciences

Borisova T. A., Krisanova N. V., Pozdnyakova N. G., Pastukhov A. O., Borysov A. A., Dudarenko M. V., Paliienko K. O., Shatursky O. Ya. Project: Development of a new method for analysis of planetary dust toxicity aiming at perspective space missions 69

Space Navigation and Communications

Yankiv-Vitkovska L. M., Dzhuman B. B. Aproximation of ionosphere parameters using spherical functions 74

Our authors 80

Index 82

На першій сторінці обкладинки — ізолінії адіабати в детонаційній камері (див. статтю О.Є. Золотцько та ін.)

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

У підготовці видання взяло участь Українське регіональне відділення Міжнародної академії астронавтики

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54
тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua
Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua

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

Підписано до друку 17.12.2018. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 8,82.
Обл.-вид. арк. 8,82. Тираж 101 прим. Зам. № 5486.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

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

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.003>

УДК 531.768

М. Г. Черняк

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЗАДАНОЇ ТОЧНОСТІ ВИМІРЮВАНЬ ЛІНІЙНОГО ПРИСКОРЕННЯ ПОЛЬОТУ РАКЕТИ

Розглянуто задачу забезпечення заданої точності вимірювання лінійного прискорення польоту ракети за допомогою навігаційного акселерометра в умовах дії на нього детермінованих вібрацій та ширококугової випадкової вібрації з боку корпусу ракети. Показано, що в цих умовах у акселерометра виникає систематична додаткова вібраційна похибка, яка є джерелом суттєвого (більш ніж на порядок) зменшення точності вимірювання прискорення польоту ракети. Джерелом виникнення цієї похибки є нелінійності статичної функції перетворення акселерометра. Отримано математичну модель цієї похибки. Ця модель дозволяє розраховувати значення цієї похибки в умовах польоту для конкретного акселерометра (пряма задача), а також вибрати акселерометр за значеннями коефіцієнтів його функції перетворення, виходячи із забезпечення заданої точності вимірювань для конкретної ракети (зворотна задача). Розглянуто два приклади вирішення зворотної задачі — для транспортної тріступеневої ракети-носія «Циклон-4» і для гіпотетичної бойової одноступеневої оперативно-тактичної ракети. Забезпечення заданої точності вимірювання прискорення польоту ракети за допомогою навігаційного акселерометра запропоновано здійснювати двома шляхами: на етапі вибору акселерометра — шляхом відповідності акселерометра сформованим у статті вимогам до коефіцієнтів його нелінійної функції перетворення; в польоті — шляхом алгоритмічної компенсації систематичних основної та додаткової вібраційної похибок акселерометра за отриманим у статті алгоритмом. Адекватність усіх отриманих математичних моделей і алгоритмів підтверджено експериментальними дослідженнями вібраційної похибки та ефективності її алгоритмічної компенсації, для сучасного навігаційного акселерометра АКС-05 виробництва Казенного підприємства спеціального приладобудування «Арсенал» (м. Київ), який відповідає усім висунутим у статті вимогам до коефіцієнтів його нелінійної статичної функції перетворення.

Ключові слова: прискорення польоту, навігаційний акселерометр, вібрація, вібраційна похибка, математична модель, нелінійна функція перетворення, алгоритмічна компенсація похибки.

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ:

АК — навігаційний акселерометр
АЦП — аналого-цифровий перетворювач
АЧХ — амплітудно-частотна характеристика
БІНС — безплатформні інерціальні навігаційні системи
ВД — давач вібрації
ВП — вібраційна похибка
КП — коефіцієнт перетворення
ЛА — літальний апарат
ОП — основна похибка
СВ — система вібраційного захисту

ФП — функція перетворення
ШВВ — ширококугова випадкова вібрація
ШСВ — ширококугова вібрація

ВСТУП

Автономне інерціальне керування польотом ракети вимагає постійних високоточних вимірювань у польоті проєкцій уявного прискорення ракети на її будівельні осі [1]. В сучасних безплатформних інерціальних навігаційних системах (БІНС) систем керування ракет ці вимі-

© М. Г. ЧЕРНЯК, 2018

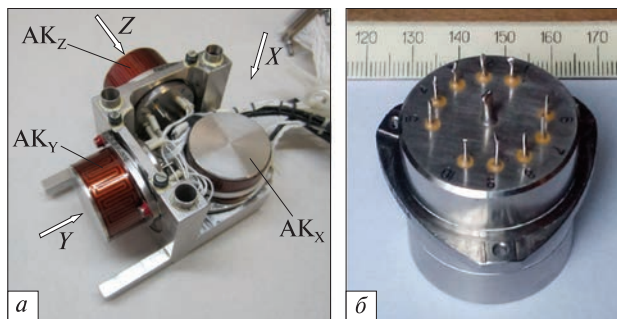


Рис. 1. Тривісний блок акселерометрів безплатформних інерціальних навігаційних систем РН «Циклон-4» (а) і навігаційний акселерометр АКС-05 (б)

рювання виконуються за допомогою тривісних блоків навігаційних акселерометрів, які жорстко встановлюються в корпусі ракети і здійснюють вимірювальне перетворення проєкцій уявного прискорення ракети на свої вимірювальні осі (суміщені з будівельними осями ракети) у вихідні електричні сигнали трьох навігаційних акселерометрів (АК) встановлених у блоці [1, 4].

Під час польоту, крім вимірюваного лінійного прискорення ракети, на кожний акселерометр діють суттєві вібраційні прискорення (як детерміновані так і випадкові), обумовлені роботою її двигуна та аеродинамічними навантаженнями на корпус літального апарата (ЛА). Це призводить до виникнення додаткової вібраційної похибки (ВП) акселерометрів, яка значно знижує точність вимірювання уявного прискорення ЛА у польоті [4, 8]. Під ВП АК розуміють додаткову систематичну статичну похибку акселерометра, яка виникає при його використанні в умовах вібрації об'єкта, на якому встановлено акселерометр.

Проблему виникнення вібраційної похибки АК розглянуто у роботах [6, 8]. В роботі [8] пропонується розділяти ВП на дві складові, відповідно до місця виникнення — методичну і інструментальну. Проблему методичної складової ВП вирішено в роботі [8], де отримано математичну модель методичної ВП АК в найбільш загальних умовах просторового коливального руху основи з довільним сполученням частот та початкових фаз детермінованих вібраційних збурень. Проблему виникнення інструментальної вібраційної похибки розглянуто в роботі [5] лише для поплавкових приладів. Для маятникових компен-

саційних АК, які використовуються в сучасних ракетних БІНС, дане питання не розглядалося. Також не розглянуто питання вимог до характеристик АК, які забезпечать задану точність вимірювання уявного прискорення ЛА в польоті, а також питання підвищення точності результату цього вимірювання шляхом розрахунку та алгоритмічної компенсації ВП АК у польоті.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою статті є вирішення трьох задач:

- задачі отримання загальної математичної моделі інструментальної ВП АК, яка встановлює залежність цієї похибки від коефіцієнтів його статичної функції перетворення (ФП), параметрів просторової вібрації та вимірюваного прискорення;
- задачі формування вимог до коефіцієнтів ФП АК, при виконанні яких забезпечується задана точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА;
- задачі підвищення точності вимірювання уявного прискорення польоту ЛА шляхом алгоритмічної компенсації складових вібраційної похибки АК у польоті.

На рис. 1, а показано тривісний блок навігаційних акселерометрів БІНС ракети-носія «Циклон-4», до складу якого входять три сучасних маятникових компенсаційних АК з пружним підвісом чутливого елемента типу АКС-05 (рис. 1, б) виробництва Казенного підприємства СПБ «Арсенал» (м. Київ) [4, 11].

У роботі [4] показано, що для успішного виконання системою керування РН «Циклон-4» задачі точного виведення на задану орбіту необхідно забезпечити, щоб вібраційна похибка кожного АК в польоті не перевищувала $5 \cdot 10^{-4} g$.

Вирішимо поставлені задачі для одновісного навігаційного АК схематично зображеного на рис. 2, де позначено: 1 — корпус, 2 — елементи корпусу, які визначають базову установочну поверхню А акселерометра; OXYZ — система координат, що зв'язана з базовою установочною поверхнею А, при цьому OX — вісь маятника (РА) акселерометра, OY — його вихідна вісь (ОА), OZ — його вимірювальна вісь (ІА), яка є перпендикуляром до базової установочної поверхні А.

Використаємо отриману у роботі [5] нелінійну функцію перетворення навігаційного АК п'ятого порядку, яка має такий вигляд:

$$\begin{aligned} \text{ФП у одиницях вихідного сигналу} - \\ U = K_0 + K_1(1 + 0.5\delta_{1A}\text{sign}a_3)a_3 + \\ + K_2a_3^2 + K_3a_3^3 + K_4a_3^4 + K_5a_3^5 + \\ + M_1a_1 + M_2a_2 + M_{31}a_3a_1 + M_{32}a_3a_2; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{ФП в одиницях вимірюваного прискорення} - \\ a_{3\Phi} = a_0 + \lambda(\omega)k_1(1 + 0.5\delta_{1A}\text{sign}a_3)a_3 + \\ + k_2a_3^2 + k_3a_3^3 + k_4a_3^4 + k_5a_3^5 + \\ + m_1a_1 + m_2a_2 + m_{31}a_3a_1 + m_{32}a_3a_2, \end{aligned} \quad (2)$$

де U — вихідний сигнал акселерометра; $a_{3\Phi} = U/K_1$ — фактичне прискорення, що вимірюється АК; a_1, a_2, a_3 — проекції уявного прискорення основи \vec{a} на осі OA, PA та IA відповідно; K_1, k_1 — паспортні коефіцієнти перетворення (КП) акселерометра; $\lambda(\omega)$ — коефіцієнт, який характеризує залежність КП від частоти вимірюваного прискорення; δ_{1A} — коефіцієнт асиметрії КП; K_0, a_0 — паспортні коефіцієнти зміщення нуля; $K_2, k_2, K_3, k_3, K_4, k_4, K_5, k_5$ — паспортні коефіцієнти нелінійності ФП; M_1, m_1, M_2, m_2 — паспортні коефіцієнти адитивної похибки від перехресної чутливості; $M_{31}, m_{31}, M_{32}, m_{32}$ — паспортні коефіцієнти мультиплікативної похибки від перехресної чутливості.

Вважатимемо, що під час польоту на навігаційний акселерометр разом з вимірюваним уявним прискоренням \vec{a} ракети-носія діють вібраційні збурення, які можуть бути як детермінованими, так і випадковими.

Приймемо наступний вигляд математичних моделей сумарного прискорення, що діє на АК при наявності цих вібрацій:

$$\begin{aligned} \text{модель при дії детермінованої вібрації} - \\ a_i^D(t) = a_{Li} + a_{Bi} \sin 2\pi ft; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \text{модель при дії випадкової вібрації} - \\ a_i^B(t) = a_{Li} + a_{Bi}(t), \end{aligned} \quad (4)$$

де $i = 1, 2, 3$ — номер осі АК, a_{Li} — проекції уявного прискорення об'єкта на який встановлено акселерометр на відповідні осі АК, a_{Bi} — амплі-

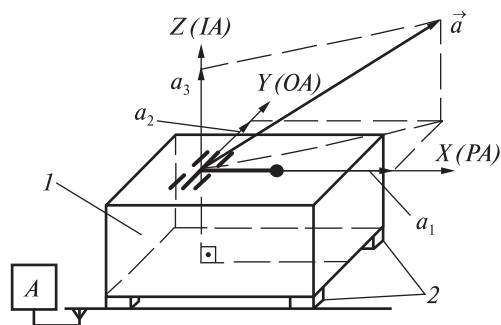


Рис. 2. Одновісний АК (див. текст)

туда детермінованої вібрації, що діє по відповідній осі АК, f — частота детермінованої вібрації, a_{Bi} — проекції миттєвого значення випадкової вібрації по осі АК. При цьому будемо вважати, що випадкова вібрація є широкосмуговою випадковою вібрацією (ШВВ), тобто є центрованим стаціонарним випадковим процесом з нульовим математичним сподіванням ($\dot{a}_{Bi}(t) = 0$), для якого справедливі такі співвідношення:

$$\overline{a_{Bi}^2} = D_{Bi}; \quad \overline{a_{Bi}a_{B3}} = K_{3i}(0), \quad (5)$$

де D_{Bi} — дисперсія ШВВ, $K_{3i}(0)$ — кореляційна функція ШВВ, що діє по різних осях АК. У промислових стандартах прийнято наводити такі характеристики ШВВ, як спектральна щільність S_{Bi} та частотний діапазон $\Delta f = f_H - f_B$, які пов'язані з дисперсією і кореляційною функцією ШВВ такими формулами [6]:

$$D_{Bi} = S_{Bi}\Delta f, \quad K_{3i}(0) = S_{B3}\Delta f. \quad (6)$$

Вирази (6) справедливі у випадку, якщо параметри вібрацій, що діють по різних осях акселерометра, є рівними.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ІНСТРУМЕНТАЛЬНОЇ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ

Будемо вважати, що джерелами виникнення додаткової інструментальної ВП АК є нелінійності його ФП (1), тому для знаходження моделі цієї похибки підставимо вирази (3) і (4) у формулу (2):

$$a_{\Phi}^D = a_0 + \lambda_2(f)k_1(1 + 0.5\delta_{1A}\text{sign}a_3)(a_{13} + a_{B3}\sin\omega t) +$$

$$+ \sum_{n=2}^5 k_n (a_{Л3} + a_{В3} \sin \omega t)^n + \sum_{i=1}^2 m_i (a_{Лi} + a_{Вi} \sin \omega t) + \sum_{i=1}^2 m_{3i} (a_{Л3} + a_{В3} \sin \omega t) (a_{Лi} + a_{Вi} \sin \omega t), \quad (7)$$

$$a_{3\Phi}^B = a_0 + \lambda_{\Sigma}(f) k_1 (1 + 0.5 \delta_{1A} \text{sign} a_3) (a_{Л3} + \dot{a}_{В3}(t)) + \sum_{n=2}^5 k_n (a_{Л3} + a_{В3}(t))^n + \sum_{i=1}^2 m_i (a_{Лi} + \dot{a}_{Вi}(t)) + \sum_{i=1}^2 m_{3i} (a_{Л3} + \dot{a}_{В3}(t)) (a_{Лi} + \dot{a}_{Вi}(t)). \quad (8)$$

У виразах (7) і (8) $a_{3\Phi}^D$ та $a_{3\Phi}^B$ — фактичні вимірювані акселерометром прискорення у випадку дії на нього відповідно детермінованих та випадкових вібрацій; $\lambda_{\Sigma}(f) = \lambda_{CB}(f) \lambda_{AK}(f)$ — сумарний показник коливальності амплітудно-частотної характеристики (АЧХ) АК тривісного БА, встановленого на об'єкт через систему вібраційного захисту (СВ) БІНС; $\lambda_{CB}(f)$ — показник АЧХ СВ БІНС; $\lambda_{AK}(f)$ — показник коливальності власної АЧХ АК.

Оскільки ВП визначається як статична похибка, то для її визначення знайдемо постійні складові виразів (7) і (8), попередньо розкривши в них дужки і спростивши, використовуючи співвідношення (5), (6) і формули пониження степеня тригонометричних функцій. Для знаходження постійної складової виразу (7) необхідно знайти його усереднене за часом значення, а виразу (8) — його математичне сподівання:

$$\langle a_{3\Phi}^D \rangle = \frac{1}{T} \int_0^T a_{3\Phi}^D dt; \quad \langle a_{3\Phi}^B \rangle = \overline{a_{3\Phi}^B}. \quad (9)$$

Знайдемо вирази для сумарної статичної похибки АК, віднявши від виразів (9) значення проекції вимірюваного прискорення на вимірювальну вісь АК:

$$\Delta_{\Sigma}^D = \langle a_{3\Phi}^D \rangle - a_{Л3} = a_0 + 0.5 \lambda_{\Sigma}(f) k_1 \delta_{1A} \text{sign} a_3 a_{Л3} + 0.673 \lambda_{\Sigma}(f) k_1 \delta_{1A} a_{В3} + k_2 (a_{Л3}^2 + 0.5 a_{В3}^2) + k_3 (a_{Л3}^3 + 1.5 a_{Л3} a_{В3}^2) + k_4 (a_{Л3}^4 + 3 a_{Л3}^2 a_{В3}^2 + 0.375 a_{В3}^4) + k_5 (a_{Л3}^5 + 5 a_{Л3}^3 a_{В3}^2 + 1.875 a_{Л3} a_{В3}^4) + m_1 a_{Л1} + m_2 a_{Л2} + m_{31} (a_{Л1} a_{Л3} + 0.5 a_{В1} a_{В3}) + m_{32} (a_{Л2} a_{Л3} + 0.5 a_{В2} a_{В3}). \quad (10)$$

$$\Delta_{\Sigma}^B = \langle a_{3\Phi}^B \rangle - a_{Л3} = a_0 + 0.5 \lambda_{\Sigma}(f) \delta_{1A} \text{sign} a_3 a_{Л3} + 0.5 \lambda_{\Sigma}(f) \delta_{1A} \sqrt{S_{В3} \Delta f} + k_2 (a_{Л3}^2 + S_{В3} \Delta f) + k_3 (a_{Л3}^3 + 3 a_{Л3} S_{В3} \Delta f) + k_4 (a_{Л3}^4 + 6 a_{Л3}^2 S_{В3} \Delta f + S_{В3}^2 \Delta f^2) + k_5 (a_{Л3}^5 + 10 a_{Л3} S_{В3} \Delta f + 5 a_{Л3}^3 S_{В3}^2 \Delta f^2) + m_1 a_{Л1} + m_2 a_{Л2} + m_{31} (a_{Л1} a_{Л3} + S_{В3} \Delta f) + m_{32} (a_{Л2} a_{Л3} + S_{В3} \Delta f). \quad (11)$$

Формули (10), (11) є сумами основної похибки АК ОП (при відсутності вібрацій) та його додаткової інструментальної ВП.

Для того щоб відділити додаткову вібраційну похибку, знайдемо вираз для основної похибки $\Delta_{ОП}$, прийнявши у формулах для сумарної похибки (10), (11) значення характеристик вібрацій рівними нулю. В результаті отримаємо

$$\Delta_{ОП} = a_0 + 0.5 \lambda(\omega) k_1 \delta_{1A} \text{sign} a_3 a_{Л3} + \sum_{n=2}^5 k_n a_{Л3}^n + \sum_{i=1}^2 m_i a_{Лi} + \sum_{i=1}^2 m_{3i} a_{Л3} a_{Лi}. \quad (12)$$

Віднявши вираз (12) від формул (10), (11), отримаємо остаточний вираз для додаткової інструментальної ВП АК при дії на нього детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації ЛА:

$$\Delta_B = \Delta_{BA} + \Delta_{BM}(a_{Л3}) = \sum_{p=1}^5 \Delta_{0(p)} + \sum_{q=1}^3 \delta_{(q)} a_{Л3}^q, \quad (13)$$

де Δ_{BA} — адитивна складова ВП, компоненти $\Delta_{0(p)}$ якої розраховуються за формулами

$$\begin{aligned} \Delta_{0(1)}(\delta_{1A}) &= \lambda_{\Sigma}(f) \delta_{1A} (0.673 k_1 a_{В3} + 0.5 \sigma_{В3}), \\ \Delta_{0(2)}(k_2) &= k_2 (0.5 a_{В3}^2 + \sigma_{В3}^2), \\ \Delta_{0(3)}(k_4) &= k_4 (0.375 a_{В3}^4 + \sigma_{В3}^4), \\ \Delta_{0(4)}(m_{31}) &= m_{31} (0.5 a_{В3} a_{В1} + \sigma_{В3}^2), \\ \Delta_{0(5)}(m_{32}) &= m_{32} (0.5 a_{В3} a_{В2} + \sigma_{В3}^2), \end{aligned} \quad (14)$$

Δ_{BM} — мультиплікативна складова ВП, $\delta_{(q)}$ — лінійний, квадратичний та кубічний коефіцієнти мультиплікативної складової ВП, числові значення яких визначаються виразами

$$\begin{aligned} \delta_{(1)} &= k_3 (1.5 a_{В3}^2 + 3 \sigma_{В3}^2) + k_5 (1.875 a_{В3}^4 + 5 \sigma_{В3}^4), \\ \delta_{(2)} &= 3 k_4 (a_{В3}^2 + 2 \sigma_{В3}^2), \end{aligned} \quad (15)$$

$$\delta_{(3)} = 5k_5(a_{\text{ВЗ}}^2 + 2\sigma_{\text{ВЗ}}^2),$$

$$\sigma_{\text{ВЗ}} = \frac{1}{n} \sum_j^n \sqrt{\lambda_{\Sigma}(f) S_{\text{ВЗ}j} \Delta f_j}$$

— середнє квадратичне значення амплітуди випадкової вібрації по осі чутливості АК за час польоту; $j = 1, \dots, n$ — номер діапазону частот Δf_j , для якого визначено спектральну щільність $S_{\text{ВЗ}j}$ ШСВ; $a_{\text{ЛЗ}}$ — середня за час польоту величина проекції уявного прискорення ЛА, на який встановлено акселерометр, на вимірювальну вісь АК.

Формули (13)–(15) є математичною моделлю додаткової інструментальної похибки АК при дії на нього відповідно детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації. З даних виразів видно, що інструментальна вібраційна похибка АК в обох випадках має дві складові — адитивну і мультиплікативну. Адитивна складова ВП залежить від асиметрії КП АК, коефіцієнтів нелінійності його ФП парного степеня і коефіцієнтів мультиплікативної ПЧ. Мультиплікативна складова ВП залежить лише від коефіцієнтів нелінійності ФП акселерометра.

Отримана математична модель інструментальної ВП АК дозволяє:

- на етапі проектування і виробництва АК висунути вимоги до допустимих значень коефіцієнтів його ФП виходячи з вимог до допустимої вібраційної похибки АК у польоті;
- для готових акселерометрів з відомими числовими значеннями коефіцієнтів функції перетворення (2) розрахувати числові оцінки складових ВП з метою подальшої алгоритмічної компенсації цієї похибки у польоті ЛА.

ВИМОГИ ДО КОЕФІЦІЄНТІВ ФУНКЦІЇ ПЕРЕТВОРЕННЯ АКСЕЛЕРОМЕТРІВ

Визначимо вимоги до коефіцієнтів функції перетворення АК (2), при виконанні яких додаткова вібраційна похибка АК у польоті не перевищить допустиму ВП $[\Delta_B]$.

Аналіз виразів (13)–(15) показує, що складові ВП можуть мати різні знаки (визначаються знаками коефіцієнтів ФП АК), що приводить до їхньої часткової самокомпенсації в польоті. Тому

на підставі цього факту і центральної граничної теореми математичної статистики [5] для визначення вимог до коефіцієнтів ФП АК будемо розглядати середню квадратичну ВП $\Delta_{\text{B(RMS)}}$, яку представимо формулою

$$\Delta_{\text{B(RMS)}} = \sqrt{\Delta_{\text{BA(RMS)}}^2 + \Delta_{\text{BM(RMS)}}^2} (a_{\text{ЛЗ}}),$$

де

$$\Delta_{\text{BA(RMS)}} = \sqrt{\sum_{p=1}^5 \Delta_{0(p)}^2}$$

і

$$\Delta_{\text{BM(RMS)}} (a_{\text{ЛЗ}}) = \sqrt{\sum_{q=1}^3 (\delta_{(q)} a_{\text{ЛЗ}}^q)^2}$$

— відповідно адитивна та мультиплікативна складові середньої квадратичної ВП акселерометра.

Умову забезпечення заданої точності вимірювання уявного прискорення польоту ЛА за допомогою навігаційного акселерометра сформулюємо у вигляді

$$|\Delta_{\text{B(RMS)}}| < [\Delta_B]. \quad (17)$$

Приймемо, що складові ВП співвідносяться між собою таким чином:

$$|\Delta_{\text{BA(RMS)}}| \approx 1.5 [\Delta_{\text{BM(RMS)}}] \approx 1.5\Delta, \quad (18)$$

тоді нерівність (17) може бути записана у вигляді

$$|\Delta_{\text{B(RMS)}}| \approx 1.8\Delta < [\Delta_B]. \quad (19)$$

З виразів (18) і (19) отримаємо вимоги до допустимих величин модулів складових середньої квадратичної ВП акселерометра:

$$|\Delta_{\text{BA(RMS)}}| < 0.83 [\Delta_B], \quad (20)$$

$$|\Delta_{\text{BM(RMS)}}| < 0.55 [\Delta_B].$$

Спочатку розглянемо виконання першої умови (20). Для цього приймемо такі співвідношення між величинами складових адитивної середньої квадратичної ВП АК (16):

$$|\Delta_{0(1)}| \approx |\Delta_{0(2)}| \approx |\Delta_{0(3)}| \approx \Delta_0, \quad (21)$$

$$|\Delta_{0(4)}| \approx |\Delta_{0(5)}| \approx 0.5\Delta_0.$$

З урахуванням (16) і (21) запишемо першу умову (20) в розгорнутому вигляді:

$$|\Delta_{0(1)}| \approx |\Delta_{0(2)}| \approx |\Delta_{0(3)}| \leq 0.44[\Delta_B],$$

$$|\Delta_{0(4)}| \approx |\Delta_{0(5)}| \leq 0.22[\Delta_B]. \quad (22)$$

Спільний розгляд формул (14) і (22) дозволяє отримати вимоги до коефіцієнтів функції перетворення АК (2), при яких виконується перша умова (20):

$$|\delta_{1A}| \leq [\delta_{1A}] = \frac{0.44[\Delta_B]}{0.673a_{B3} + 0.125\sigma_{B3}},$$

$$|k_2| \leq [k_2] = \frac{0.44[\Delta_B]}{0.5a_{B3}^2 + \sigma_{B3}^2},$$

$$|k_4| \leq [k_4]_{(A)} = \frac{0.44[\Delta_B]}{0.375a_{B3}^4 + \sigma_{B3}^4}, \quad (23)$$

$$|m_{31}| \leq [m_{31}] = \frac{0.22[\Delta_B]}{0.5a_{B3}a_{B1} + \sigma_{B3}^2},$$

$$|m_{32}| \leq [m_{32}] = \frac{0.22[\Delta_B]}{0.5a_{B3}a_{B2} + \sigma_{B3}^2},$$

де $[\delta_{1A}]$, $[k_2]$, $[k_4]_{(A)}$, $[m_{31}]$, $[m_{32}]$ — допустимі значення модулів відповідних коефіцієнтів ФП АК (2), при яких ще виконується перша умова (20).

Далі розглянемо виконання другої умови (20) при таких співвідношеннях між величинами складових мультиплікативної ВП АК (16):

$$|\delta_{(2)}\langle a_{Л3} \rangle^2| \approx |\delta_{(3)}\langle a_{Л3} \rangle^3| \approx 0.5|\delta_{(1)}\langle a_{Л3} \rangle|,$$

де $\langle a_{Л3} \rangle$ — середнє за час польоту значення вимірюваної проекції уявного прискорення об'єкта, на який встановлено акселерометр, на вимірювальну вісь АК.

Другу умову (20) буде виконано, якщо лінійний $\delta_{(1)}$, квадратичний $\delta_{(2)}$ та кубічний $\delta_{(3)}$ коефіцієнти складових мультиплікативної ВП АК (16) будуть задовольняти вимоги

$$|\delta_{(1)}| \leq \frac{0.49[\Delta_B]}{\langle a_{Л3} \rangle},$$

$$|\delta_{(2)}| \leq \frac{0.24[\Delta_B]}{\langle a_{Л3} \rangle^2}, \quad (24)$$

$$|\delta_{(3)}| \leq \frac{0.24[\Delta_B]}{\langle a_{Л3} \rangle^3}.$$

З виразу (15) отримаємо додаткові вимоги до коефіцієнтів ФП АК (2), при виконанні яких за-

безпечуються умови (24), а відповідно і виконуються друга умова (20):

$$|k_3| \leq [k_3] = \frac{0.35[\Delta_B]}{\langle a_{Л3} \rangle (1.5a_{B3}^2 + 3\sigma_{B3}^2)},$$

$$|k_5| \leq [k_5]_{(M1)} = \frac{0.35[\Delta_B]}{\langle a_{Л3} \rangle (1.875a_{B3}^4 + 5\sigma_{B3}^4)}, \quad (25)$$

$$|k_4| \leq [k_4]_{(M)} = \frac{0.24[\Delta_B]}{3\langle a_{Л3} \rangle^2 (a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)},$$

$$|k_5| \leq [k_5]_{(M2)} = \frac{0.24[\Delta_B]}{5\langle a_{Л3} \rangle^3 (a_{B3}^2 + 2\sigma_{B3}^2)},$$

де $[k_3]$, $[k_4]$, $[k_5]_{(M1)}$, $[k_5]_{(M2)}$ — допустимі значення модулів відповідних коефіцієнтів ФП АК (2), при яких ще виконується друга умова (20).

Спільне виконання вимог (23) і (25) до коефіцієнтів ФП АК (2) на етапах його проектування і виробництва забезпечить визначену умовою (17) точність вимірювання уявного прискорення польоту ЛА за допомогою навігаційних АК. Фактичні значення коефіцієнтів ФП АК (2) визначаються на етапі його приймально-здавальних випробувань, наприклад за методом [10].

За формулами (23) і (25) можуть бути розраховані допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (2) для вимірювання прискорень польоту різних типів ракет. Нижче наведено два приклади таких розрахунків.

Приклад 1. Транспортна тріступенева РН «Циклон-4». Вихідні дані для розрахунку: $[\Delta_B] = 5 \cdot 10^{-4}$ g [4]; профіль поздовжнього перевантаження $a_{Л3}(t)$ за час польоту ракети-носія $t_{П} \approx 600$ с — з рис. 3, a [3]; $\lambda_{СВ}(f)$ — показники коливальності АЧХ СВ БІНС $\lambda_{СВ}(f)$ і власної АЧХ АК $\lambda_{АК}(f)$ в залежності від частоти вібрації ЛА — з рис. 4 [4, 11]; параметри детермінованої вібрації (3): амплітуди $a_{B3} = 0.5$ g, $a_{B1} = a_{B2} = 1.2$ g; частоти $f = 8...16$ Гц [1, 4]; параметри ШВВ — з табл. 1 [1, 4].

Результати розрахунків: розрахункові параметри ШВВ, що входять до моделей (23) і (25) представлено в табл. 1; $a_{Л3} \approx 2$ g; розрахункові допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК (2) наведено в табл. 2.

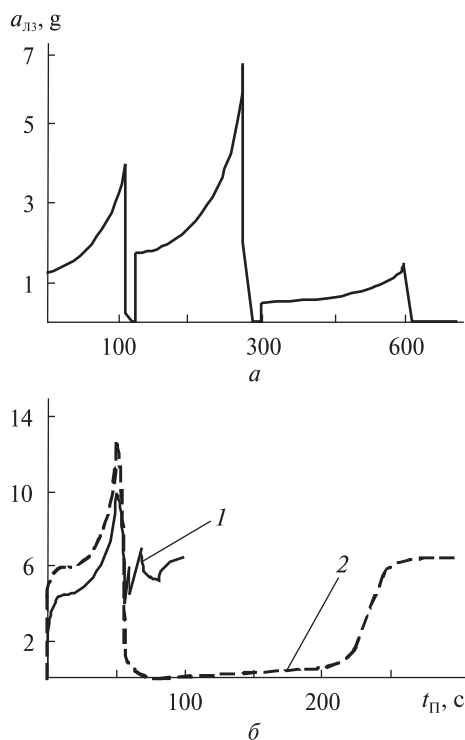


Рис. 3. Профілі поздовжнього перевантаження $a_{ЛЗ}$ (t) за час польоту РН «Циклон-4» (a) і гіпотетичної бойової ракети оперативно-тактичного класу (b): 1 — маневровий політ на середню дальність ($t_{П} \approx 100$ с), 2 — політ на максимальну дальність ($t_{П} \approx 300$ с)

Приклад 2. Гіпотетична бойова одноступенева ракета оперативно-тактичного класу. Вихідні дані для розрахунку: $[\Delta_B] = 2 \cdot 10^{-4} g$ [7]; профіль поздовжнього перевантаження ракети $a_{ЛЗ}(t)$ за час польоту $t_{П} \approx 600$ с — з рис. 3, b [7]; $\lambda_{СВ}(f)$ — показники коливальності АЧХ СВ БІНС $\lambda_{СВ}(f)$ і власної АЧХ АК $\lambda_{АК}(f)$ в залежності від частоти вібрації ЛА — з рис. 4 [4, 11]; параметри детермінованої вібрації (3): амплітуди автоколивань

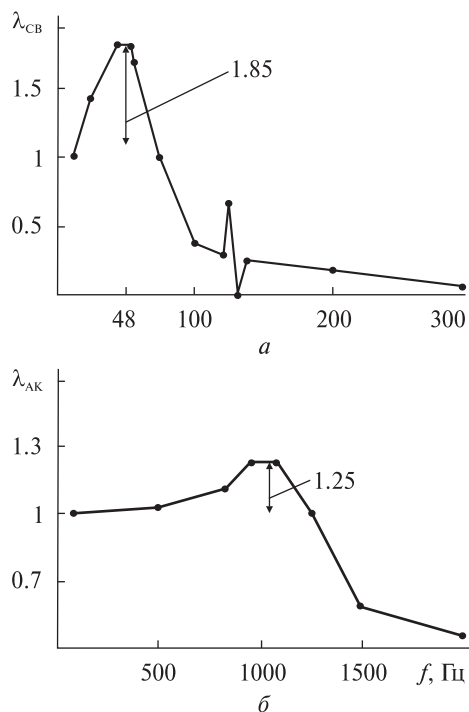


Рис. 4. Показники коливальності АЧХ СВ БІНС $\lambda_{СВ}(f)$ (a) і власної АЧХ АК $\lambda_{АК}(f)$ (b)

корпусу ЛА в зоні приладового відсіку $a_{B1} \approx a_{B2} \approx a_{B3} \approx 2g$; частоти автоколивань $f = 10 \dots 25$ Гц [7]; параметри ШВВ (група апаратури № 4.8) — середнє квадратичне значення амплітуди випадкової вібрації ЛА за час польоту $\sigma_{ЛА} = 5g$ в діапазоні частот $f = 20 \dots 2000$ Гц [2].

Результати розрахунків: $\sigma_{B3} = \lambda_{\Sigma}(f)_{\max} \sigma_{ЛА} = 9g$; $a_{ЛЗ} \approx 5.1g$ (політ на мінімальну дальність), $a_{ЛЗ} \approx 2.2g$ (політ на максимальну дальність); розрахункові допустимі значення модулів коефіцієнтів ФП АК наведено в табл. 2.

Таблиця 1. Параметри випадкових вібрацій РН «Циклон-4» у польоті

j	$(f_H - f_B)_j$, Гц	S_{B3j} , $g^2/Гц$	Розрахункові параметри		
			$\lambda_{\Sigma j}(f)$	$\lambda_{\Sigma j}(f) S_{B3j} \Delta f_j$, g^2	σ_{B3} , g
1	20 — 40	0.016 — 0.017	1.6	0.72	1.4
2	40 — 80	0.017 — 0.020	1.8	1.17	
3	80 — 160	0.020 — 0.070	0.4	1.26	
4	160 — 320	0.070 — 0.120	0.1	1.26	
5	320 — 640	0.120	0.05	1.39	

Виконання вказаних в табл. 2 вимог до коефіцієнтів ФП (2) навігаційного АК на етапах його розробки і виробництва є необхідним для забезпечення заданої точності вимірювання лінійного прискорення польоту ракет.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ВІБРАЦІЙНОЇ ПОХИБКИ АКСЕЛЕРОМЕТРА (НА ПРИКЛАДІ АК АКС-05)

Всі вказані в табл. 2 вимоги до коефіцієнтів функції перетворення реалізовано при проектуванні і виробництві навігаційного акселерометра АКС-05 (рис. 1, б). В табл. 2 наведені числові значення модулів коефіцієнтів ФП партії АК АКС-05 (призначені для використання у складі БІНС РН «Циклон-4»), визначені при їхніх статичних випробуваннях за методом [10].

Практично всі визначені значення коефіцієнтів задовольняють вимоги табл. 2, це означає, що додаткова інструментальна вібраційна похибка АК АКС-05 не повинна перевищувати допустиме для вимірювання лінійних прискорень польоту РН значення $[\Delta_B] = 5 \cdot 10^{-4}$ g.

Для перевірки цього твердження було виконано експериментальне визначення вібраційної похибки акселерометрів АКС-05 з цієї партії при їхніх динамічних випробуваннях на стенді, показаному на рис. 5. До складу стенду входять: вібростенд 1 типу В&К4809, кантувач 2 з встановленими у нього еталонним п'єзoeлектричним віброакселерометром 3 типу В&К 8503 і акселерометром 4, що випробу-

ється (акселерометр АКС-05), ПЗ — перетворювач заряду типу В&К2647В, ВК — віброконтролер типу VR8500-2, ПП — підсилювач потужності типу В&К2718, ПК — персональний комп'ютер з програмним забезпеченням для керування ВК.

При випробуваннях кантувач 2 з акселерометрами встановлюється на вібростенд 1 таким чином, щоб вимірювальна вісь акселерометра АКС-05 і вісь його вібрації були розташовані вздовж вектора сили тяжіння \vec{g} . При такому розташуванні АК вимірює корисне уявне прискорення $a_{ЛЗ} \approx 1$ g при дії вздовж його вимірювальної осі шкідливої вібрації з боку вібростенду, який керується віброконтроллером.

Віброконтролер під керуванням програмного забезпечення ПК формує керівний сигнал на вібростенд 1, який відтворює параметри ШВВ, вказаної в табл. 1 з спектральною щільністю $\lambda_{СВj}(f)S_{Взj} \Delta_{ff}^2$ g²/Гц. Параметри заданої вібрації $\dot{a}_{Вз}(t)$ контролюються еталонним п'єзoeлектричним віброакселерометром 3, вихідний електричний сигнал якого $U_{ВА}(t)$ вимірюється вбудованим багатоканальним аналого-цифровим перетворювачем (АЦП) віброконтролера.

Під час випробувань вбудований АЦП АК одночасно вимірює вихідний електричний сигнал $U_{АК}(t)$ акселерометра 4, що досліджується, та сигнал $U_{ВА}(t)$ вібродатчика 3. Обробка цих даних і розрахунок ВП здійснюються за допомогою ПК.

Вібраційна похибка акселерометра визначається за наступною методикою.

Таблиця 2. Розрахункові та фактичні (для акселерометрів АКС-05) допустимі значення модулів коефіцієнтів функції перетворення АК (2)

Тип ЛА (АК)	$[\delta_{1A}], 10^{-6}$	$[k_2], 10^{-6}/g$	$[k_3], 10^{-6}/g^2$	$[k_4], 10^{-6}/g^3$	$[k_5], 10^{-6}/g^4$	$[m], 10^{-6}/g$
РН «Циклон-4»	445	10	37	24	1	48
Гіпотетична бойова ракета *	$\frac{36}{36}$	$\frac{1}{1}$	$\frac{0.4}{0.4}$	$\frac{0.01}{0.01}$	$\frac{0.001}{0.0004}$	$\frac{0.5}{0.5}$
АКС-05	15—25	0.5—3	1—5	≤0.03	≤0.5	2—4

Примітка: $[m] = [m_{31}] = [m_{32}]$, * — значення в чисельнику — для польоту на мінімальну дальність, в знаменнику — для польоту на максимальну дальність; для $[k_4]$ і $[k_5]$ вказано мінімальні розрахункові значення; для АКС-05 вказано діапазон, в якому знаходяться фактичні значення модулів відповідних коефіцієнтів

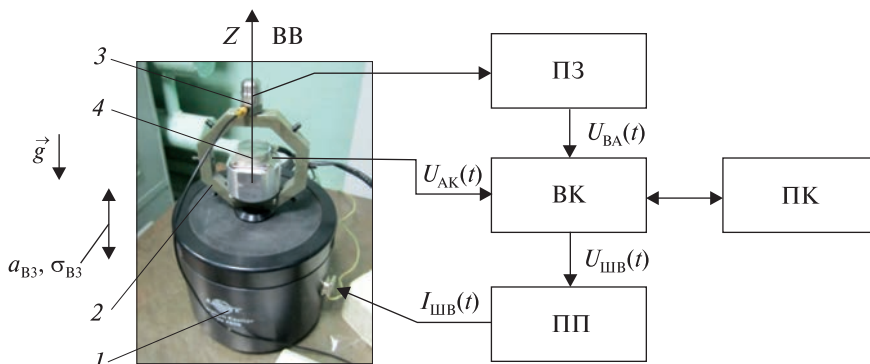


Рис. 5. Стенд для динамічних випробувань АК (див. текст)

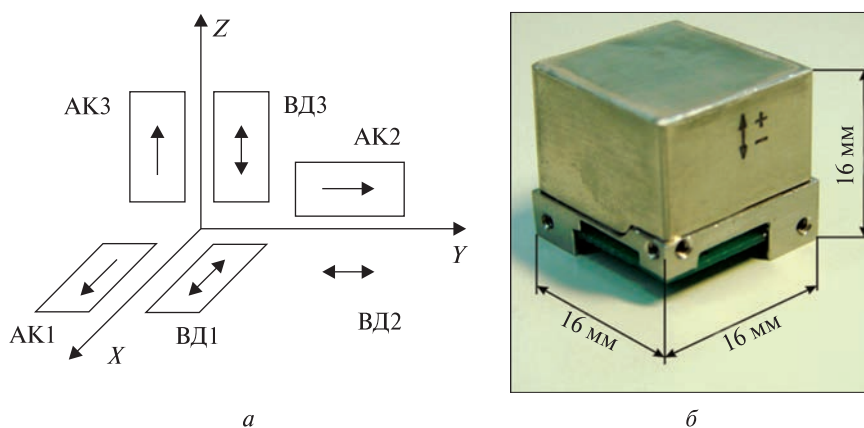


Рис. 6. Розташування додаткових ВД у складі блоку (а) і навігаційний акселерометр АЛ-1М (б)

1. До початку дії вібрації АЦП віброконтролера вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга $U_{AK1}(t)$ нерухомого АК. За допомогою ПК розраховується математичне очікування $\langle U_{AK1} \rangle$ цієї напруги.

2. При дії вібрації АЦП віброконтролера вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга $U_{AK2}(t)$ АК, що вібрує. За допомогою ПК розраховується математичне очікування $\langle U_{AK2} \rangle$ цієї напруги.

3. Після дії вібрації АЦП віброконтролера знову вимірюється протягом п'яти хвилин і записується у файл вихідна напруга $U_{AK3}(t)$ нерухомого АК. За допомогою ПК розраховується математичне очікування $\langle U_{AK3} \rangle$ цієї напруги.

4. Вібраційна похибка АК визначається за результатами вимірювань з виразу

$$\hat{\Delta}_B = \frac{\langle U_{AK2} \rangle - 0.5(\langle U_{AK1} \rangle + \langle U_{AK3} \rangle)}{K_1}. \quad (26)$$

Результати розрахунку ВП для партії АК АКС-05 наведено в табл. 3.

Перед розрахунком ВП за формулою (26) для кожного АК перевіряється незмінність положення його вимірювальної осі відносно вектора \vec{g} до і після дії вібрації. Відхилення $\Delta\alpha$ положення вимірювальної осі АК відносно вектора \vec{g} після дії вібрації від її положення до дії вібрації, що визначається за наступною формулою, повинно задовольняти умову

$$|\Delta\alpha| \approx \frac{\langle U_{AK1} \rangle - \langle U_{AK3} \rangle}{K_1} \leq 10^{-4} \text{ рад}.$$

При виконанні цієї умови похибка визначення вібраційної похибки АК за формулою (26) не перевищує $\pm 10^{-4}g$.

Наведені у табл. 3 результати показують, що вітчизняний навігаційний акселерометр АКС-05 здатен забезпечити задані точності вимірювання

лінійного прискорення польоту транспортної ракети-носія «Циклон-4» та перспективних гіпотетичних бойових ракет.

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ НАВІГАЦІЙНОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА У ПОЛЬОТІ

Розглянемо задачу підвищення точності вимірювання навігаційним АК лінійного прискорення ЛА у польоті шляхом математичного усунення з результату вимірювання АК його основної (12) та додаткової вібраційної (13) похибок. Це можливо, оскільки вказані похибки є систематичними і є їхні математичні моделі (12) і (13), за якими вони можуть бути розраховані у реальному часі при виконанні вимірювань і усунені з результату вимірювань шляхом віднімання їх від результату вимірювань.

Для вимірювання параметрів вібрацій, які діють на АК в польоті і необхідні для розрахунку складових додаткової ВП за моделлю (13), необхідно додатково встановити у блок три п'єзоелектричних давачі вібрації (ВД), як показано на рис. 6, а (вимірювальні осі ВД спрямовані уздовж вимірювальних осей відповідних АК).

За результатами вимірювань вихідних електричних сигналів ВД $U_{ВД}$ за відповідними алгоритмами вібродіагностики [12] в обчислювальному пристрої блока, або БІНС, розраховуються оцінки амплітуд детермінованих вібрацій корпусу блока ($\hat{a}_{В1}, \hat{a}_{В2}, \hat{a}_{В3}$) та СКЗ амплітуд ШВВ ($\hat{\sigma}_{В1}, \hat{\sigma}_{В2}, \hat{\sigma}_{В3}$) у визначеному діапазоні дії ШВВ.

Усунення (компенсація) основної та додаткової ВП АК з результату вимірювань (2) здійснюється, наприклад для АКЗ (рис. 6, а), за таким алгоритмом:

1. Вимірюються вихідні сигнали АК \hat{U}_i і розраховуються їхні математичні очікування МО $\langle \hat{U}_i \rangle$. Розраховуються перші наближення результатів вимірювань АК за формулами

$$\hat{a}_{i(1)} = \frac{\langle \hat{U}_i \rangle - a_{0i}}{k_{1i}}, \quad (27)$$

де a_{0i}, k_{1i} — паспортні коефіцієнти зміщення нуля і перетворення функції (2) i -го АК.

2. Виконується компенсація основної похибки АК, для чого від отриманої оцінки $a_{3(1)}$ віднімається розрахункове значення його основної похибки $\hat{\Delta}_{30}$

$$\hat{a}_{3(2)} = \hat{a}_{3(1)} - \hat{\Delta}_{30}, \quad (28)$$

де

$$\hat{\Delta}_{30} = 0.5\lambda_{\Sigma}(f)k_{1A}\delta_{1A}\text{sign}a_3\hat{a}_{3(1)} + \sum_{n=2}^5 k_n \hat{a}_{3(1)}^n + \sum_{i=1}^2 m_i \hat{a}_{(1)} + \sum_{i=1}^2 m_3 \hat{a}_{3(1)} \hat{a}_{(1)}.$$

3. Компенсується складова ВП від дії детермінованої вібрації $\hat{\Delta}_{3В(В)}$ за формулою

$$\hat{a}_{3(3)} = \hat{a}_{3(2)} - \hat{\Delta}_{3В(В)}, \quad (29)$$

де

$$\hat{\Delta}_{3В(В)} = 0.673\lambda_{\Sigma}(f)k_{1A}\delta_{1A}\hat{a}_{В3} + 0.5k_2\hat{a}_{В3}^2 + 1.5k_3\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{В3}^2 + k_4(3a_{3(1)}^2\hat{a}_{В3}^2 + 0.375\hat{a}_{В3}^4) + k_5(5\hat{a}_{3(1)}^3\hat{a}_{В3}^2 + 1.185\hat{a}_{3(1)}\hat{a}_{В3}^4) + 0.5m_{31} + \hat{a}_{В3}\hat{a}_{В1} + 0.5m_{32} + \hat{a}_{В3}\hat{a}_{В2}.$$

4. Виконується математичне усунення складової ВП від дії випадкової вібрації $\hat{\Delta}_{3В(В)}$:

$$\hat{a}_{3(4)} = \hat{a}_{3(3)} - \hat{\Delta}_{3В(В)}, \quad (30)$$

де

$$\hat{\Delta}_{3В(В)} = 0.125\lambda_{\Sigma}(f)\delta_{1A}\hat{\sigma}_{В3} + k_2\hat{\sigma}_{В3}^2 + 3k_3\hat{a}_{3(1)}\hat{\sigma}_{В3}^2 + k_4(6\hat{a}_{3(1)}^2\hat{\sigma}_{В3}^2 + \hat{\sigma}_{В3}^4) + 10k_5\hat{a}_{3(1)}\hat{\sigma}_{В3}^2 + (m_{31} + m_{32})\hat{\sigma}_{В3}^2.$$

Експериментальну перевірку наведеного алгоритму було проведено на стенді, показаному

Таблиця 3. Числові значення вібраційної похибки партії акселерометрів АКС-05

Номер акселерометра	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\hat{\Delta}_В, 10^{-4}g$	2.2	1.8	0.5	1.0	0.6	1.2	2.0	2.5	0.7	0.2	2.0	2.3

Таблиця 4. Паспортні значення коефіцієнтів функції перетворення (2) акселерометра

Тип акселерометра	$a_0, 10^{-3} g$	$\delta_{1A}, 10^{-6}$	$k_2, 10^{-6}/g$	$k_3, 10^{-6}/g^2$	$k_4, 10^{-6}/g^3$	$k_5, 10^{-6}/g^4$
АКС-05	0.5	15	2	7	0.02	0.3
АЛ-1М	1.2	25	105	87	10	0.9

Таблиця 5. Результати вимірювань $\hat{a}_{3(j)}$ та похибки вимірювання $\Delta_{(j)}$ акселерометрами прискорення вільного падіння

Тип акселерометра	$\hat{a}_{3(1)}, g$	$\Delta_{(1)}, 10^{-4} g$	$\hat{a}_{3(2)}, g$	$\Delta_{(2)}, 10^{-4} g$	$\hat{a}_{3(3)}, g$	$\Delta_{(3)}, 10^{-4} g$
АКС-05	1.000100	1.0	1.000083	0.83	1.000006	0.06
АЛ-1М	1.001303	13.03	1.001088	10.88	1.000110	1.1

на рис. 5, для прецизійного навігаційного акселерометра типу АКС-05 і навігаційного акселерометра середньої точності типу АЛ-1М (рис. 6, б) [9]. Паспортні значення коефіцієнтів ФП (2) цих акселерометрів, що визначені при їхніх приймально-здавальних випробуваннях за методом [10] і використовуються в розрахунках за формулами (27) — (29), наведені в табл. 4.

Експериментально перевірялось усунення за запропонованим алгоритмом з результату вимірювань акселерометрів їхньої основної та додаткової вібраційної похибок $\hat{\Delta}_{3O}, \hat{\Delta}_{3B(D)}$ відповідно.

Під час випробування вимірюваною акселерометрами величиною, відповідно до рис. 4, є прискорення вільного падіння $a_{ЛЗ} \approx 1g$. Вимірювання здійснювалось при дії вздовж вимірювальних осей АК шкідливої детермінованої вібрації виду (3) з боку вібростенду з параметрами $a_{ВЗ} = 2g, f = 30$ Гц. Параметри діючої детермінованої вібрації вимірювались віброакселерометром 3 (рис. 5). Вимірювання при дії ШВВ не виконувались.

Результатом вимірювання при експериментальній перевірці алгоритму вважається значення, розраховане за формулами (27) (без компенсації похибок), (28) (після компенсації основної похибки), (29) (після компенсації додаткової ВП від дії детермінованої вібрації). Ці результати вимірювань $\hat{a}_{3(j)}$ ($j = 1, 2, 3$) та величини не усунених за запропонованим алгоритмом похибок вимірювання $\Delta_{(j)} = \hat{a}_{3(j)} - 1g$ наведено в табл. 5.

Аналіз цих результатів показує, що використання запропонованого алгоритму в польоті дозволяє зменшити похибку вимірювання навігаційним АК лінійного прискорення ЛА більш ніж на порядок. Тому цей алгоритм можна рекомендувати для використання у складі алгоритмічного забезпечення БІНС системи керування ракети.

ВИСНОВКИ

Математична модель (13)—(15) додаткової інструментальної вібраційної похибки АК при дії на нього детермінованої та широкосмугової випадкової вібрації з боку ЛА дозволяє розраховувати величину цієї похибки в умовах польоту для конкретного АК (пряма задача), а також і вибрати навігаційний АК за значеннями коефіцієнтів його функції перетворення виду (2), виходячи із забезпечення заданої точності вимірювання уявного прискорення польоту конкретного ЛА за допомогою цього АК (зворотна задача).

Методика експериментального визначення ВП АК при його динамічних випробуваннях дозволяє провести перевірку вібраційної похибки навігаційного АК перед його використанням для вимірювання прискорення польоту ЛА. Похибка цієї перевірки не перевищує $\pm 10^{-4} g$.

Алгоритм компенсації в реальному часі у польоті основної похибки та додаткової вібраційної похибки навігаційного АК, при умові, що є можливість виміряти вібрації ЛА за допомогою

вібродавачів, забезпечує підвищення точності вимірювання лінійного прискорення ЛА цим АК більш ніж на порядок. Тому його можна рекомендувати (разом з методом попереднього експериментального визначення необхідних для роботи алгоритму значень коефіцієнтів його ФП, викладеним в роботі [10]) для вимірювань лінійного прискорення польоту ракети.

ЛІТЕРАТУРА

1. Алексеев Ю. С., Балабей Ю. Е., Барышникова Т. А. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей: Учебник под общей ред. Ю. С. Алексеева. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», НЛП «Хартрон-Аркос», 2012. — 578 с.
2. *Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним возмущающим факторам: ГОСТ РВ 20.39.304-98.* — [Введен в действие от 1999-01-01]. — М.: Изд-во стандартов, 1999. — 55 с.
3. Голубек О. В., Лебедь А. Р. Основи навігації та орієнтації ракет-носіїв: Навч. посібник. — Д.: ЛІРА, 2015. — 136 с.
4. Златкин Ю. М., Калногуз А. Н., Воронченко В. Г. и др. Лазерная БИНС для ракеты-носителя «Циклон-4» // Сб. матер. ІХХ С-Пб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. — С-Пб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2012. — С. 68—77.
5. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика для научных работников и инженеров. — М.: Физматлит, 2006. — 816 с.
6. Коновалов С. Ф. Теория виброустойчивости акселерометров. — М.: Машиностроение, 1993. — 272 с.
7. Солунин В. Л., Гурский Б. Г., Лющанов М. А., Спириин В. Л. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов сухопутных войск / Под ред. В. Л. Солунина. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. — 328 с.
8. Черняк М. Г. Математична модель методичних вібраційних похибок маятникового компенсаційного акселерометра з пружним підвісом чутливого елемента // *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. — 2008. — № 2. — С. 81—88.
9. Черняк Н. Г. Развитие навигационных акселерометров в Украине и повышение их точности // 36. доп. Х міжнар. наук.-техн. конф. «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки». — Київ, 2015. — С. 569—577.
10. Черняк Н. Г., Хазинедарлу Э. Калибровка навигационного маятникового акселерометра методом тестовых поворотов в гравитационном поле Земли // *Механіка*

гіроскопічних систем: *Наук.-техн. зб.* — Київ, 2009. — Вип. 20. — С. 81—91.

11. Черняк М. Г., Юр'єв Ю. Ю., Ніконов І. В. Навігаційні акселерометри виробництва КП СПБ «Арсенал» // 36. доп. Х міжнар. наук.-техн. конф. «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки». — Київ, 2015. — С. 564—568.
12. Broch J. *Mechanical Vibration and Shock Measurements.* — Denmark: Bruel and Kjer, 1984. — 370 p.

Стаття надійшла до редакції 01.10.2018

REFERENCES

1. Alekseev Y. S., Balabay Y. E., Baryshnikov T.A. Designing control systems for rocket and space equipment. V. 1. Kharkiv: National Aerospace University named after Zhukovsky N. E. «Kharkiv Aviation Institute», NLP «Hartron-Arcos», 578 p. (2012) [in Russian].
2. Military equipment, devices, devices and equipment. Requirements for resistance to external factors. HOST RV 20.39.304-98 from 01th January 1999. *M.: Publishing house of standards*, 55 p. (1999) [in Russian].
3. Golubek O. V., Lebed A. R. Basics of navigation and targeting of carrier rockets: Tutorial. *D.: LIRA*, 136 p. (2015) [in Ukrainian].
4. Zlatkin Y. M., Kalnoguz A. N., Voronchenko V.G., et al. Laser SINS for the Cyclone-4 launch vehicle. Proceedings of the IXth International Conference of integrated navigation systems. St. Petersburg: Central Research Institute «Elektroprigor», 68—77 (2012) [in Russian].
5. Kobzar A. I. Applied mathematical statistics for scientists and engineers. *M.: Fizmatlit*, 816 p. (2006) [in Russian].
6. Konovalov S. F. Theory of vibration resistance of accelerometers. *M. Mashinostroenie*, 272 p. (1993) [in Russian].
7. Solunin V. L., Gursky B. G., Lyuschanov M. A., Spirin V. L. Fundamentals of the theory of control systems for high-accuracy land-based missile systems. *M.: Publishing house MGTU. N. E. Bauman*, 328 p. (2001) [in Russian].
8. Chernyak M. G. Mathematical model of methodical vibrational errors of a pendulum compensating accelerometer with an elastic suspension of a sensitive element. *Scientific news of NTUU «KPI»*, N 2, 81—88 (2008) [in Ukrainian].
9. Chernyak N. G. Development of navigation accelerometers in Ukraine and increasing their accuracy. Proceedings of the Xth International Conference «Gyrotechnology, Navigation, Motion Control and Aerospace Engineering». Kiev, 569—577 (2015) [in Russian].
10. Chernyak N. G., Hazinedarlu E. Calibration of the navigation pendulum accelerometer by the method of test rotations in the Earth's gravitational field. *Mechanics of gyroscopic systems*. N 20, 81—91 (2009) [in Russian].

11. Chernyak M. G., Yuriev Y. Y., Nikonov I. V. Navigation accelerometers manufactured by KP SPB «Arsenal». *Proceedings of the Xrd International Conference «Gyrotechnology, Navigation, Motion Control and Aerospace Engineering»*. Kiev, 564—568 (2015) [in Ukrainian].
12. Broch J. *Mechanical Vibration and Shock Measurements. Denmark: Bruel and Kjer*, 370 p. (1984).

Received 01.10.2018

Н. Г. Черняк

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт им. Игоря Сикорского», Киев, Украина

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННОЙ ТОЧНОСТИ ИЗМЕРЕНИЙ ЛИНЕЙНОГО УСКОРЕНИЯ ПОЛЕТА РАКЕТЫ

Рассмотрена задача обеспечения заданной точности измерения линейного ускорения полета ракеты с помощью навигационного акселерометра в условиях действия на него детерминированных вибраций и широкополосной случайной вибрации со стороны корпуса ракеты. Показано, что в этих условиях у акселерометра возникает систематическая дополнительная вибрационная погрешность, которая является источником существенного (более чем на порядок) снижения точности измерения ускорения полета ракеты. Источником возникновения этой погрешности есть нелинейности статической функции преобразования акселерометра. Получена математическая модель этой погрешности. Модель позволяет рассчитать значение этой погрешности в полете для конкретного акселерометра (прямая задача), а также выбрать акселерометр по значениям коэффициентов его функции преобразования, исходя из обеспечения заданной точности измерений для конкретной ракеты (обратная задача). Рассмотрены два примера решения обратной задачи — для транспортной трехступенчатой ракеты-носителя «Циклон-4» и для гипотетической боевой одноступенчатой оперативно-тактической ракеты. Обеспечение заданной точности измерения ускорения полета ракеты с помощью навигационного акселерометра предложено осуществлять двумя путями: на этапе выбора акселерометра — путем соответствия акселерометра сформированным в статье требованиям к коэффициентам его функции преобразования; в полете — путем алгоритмической компенсации основной и дополнительной вибрационной погрешностей акселерометра по полученному в статье алгоритму. Адекватность всех полученных математических моделей и алгоритмов подтверждена экспериментальными исследованиями вибрационной погрешности и эффективности её алгоритмической компенсации, для современного навигационного акселерометра АКС-05 производства Казенного предприятия специального приборостроения «Арсенал»

(г. Киев), который соответствует всем предъявленным в статье требованиям к коэффициентам его нелинейной статической функции преобразования.

Ключевые слова: ускорение полета, навигационный акселерометр, вибрация, вибрационная погрешность, математическая модель, нелинейная функция преобразования, алгоритмическая компенсация погрешности.

N. G. Chernyak

National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine

ENSURING THE SPECIFIED MEASUREMENT ACCURACY OF LINEAR ACCELERATION OF A MISSILE FLIGHT

The problem of providing a given accuracy in measuring the linear acceleration of a rocket flight with the help of a navigation accelerometer under the influence of deterministic and broadband random vibrations from the rocket body is considered. It is shown that in these conditions, the accelerometer has a systematic additional vibration error, which is a source of significant (more than an order of magnitude) reduction in acceleration measurement accuracy of the rocket flight. The source of this error is the nonlinearity of the static function of accelerometer conversion. A mathematical model of this error is obtained. The model allows you to calculate the value of this error in flight for a specific accelerometer, so-called direct problem. It also provides the choice of an accelerometer according to the values of the coefficients of its conversion function, based on ensuring a specified measurement accuracy of the linear acceleration of the flight for a specific rocket (an inverse problem). Two cases of solving the inverse problem are considered: for a transport three-stage «Cyclone-4» carrier rocket and for a hypothetical single-stage combat tactical missile. The specified accuracy of rocket flight acceleration measurements using a navigation accelerometer is proposed to ensure in two ways. The first one is at the stage of accelerometer selection by matching the accelerometer with the requirements for the coefficients of its conversion function formulated in the article. The second way is in flight by algorithmic compensation of the main and additional vibrational errors of the accelerometer according to the algorithm obtained in the article. The adequacy of all mathematical models and algorithms obtained in the article is confirmed by experimental studies of the vibration error and the efficiency of its algorithmic compensation for the modern navigation accelerometer AKS-05 produced by the State Enterprise of Special Instrumentation «Arsenal» (Kyiv). The accelerometer corresponds to all the requirements for coefficients of its nonlinear static conversion function presented in the article.

Keywords: flight acceleration; navigation accelerometer; vibration; vibration error; mathematical model; nonlinear transformation function; algorithmic error compensation.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.016>

УДК 544.454.3

О. Є. Золотько, О. В. Золотько, Ю. І. Мороз, О. В. Сосновська

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕМІШУВАННЯ ПРОДУКТІВ ДЕТОНАЦІЇ ІЗ ЗОВНІШНІМ СЕРЕДОВИЩЕМ У КАМЕРІ ІМПУЛЬСНОГО ДВИГУНА

Використання механізму керування високошвидкісними потоками продуктів детонації, заснованого на створенні у вихідному пристрої двигуна газового середовища контрольованого складу, потребує детального дослідження зміни співвідношення питомих теплоємностей газу в області за фронтом ударної хвилі. У разі суттєвої різниці між показниками адіабати продуктів детонації та газу в сопловому насадку значною мірою проявляється вплив ефекту хвильової взаємодії. Проаналізовано механізм збудження коливального процесу, обумовленого взаємодією хвиль, відбитих від контактної поверхні та від тягової стінки камери. Внаслідок такої взаємодії на тяговій стінці періодично з'являються піки тиску, які призводять до експериментально спостережуваного збільшення питомого імпульсу тяги детонаційного двигуна. Розглянуто відомі теоретичні моделі, призначені для розрахунку імпульсу тяги детонаційної камери з прямим циліндричним сопловим насадком. Проаналізовано притаманні цим моделям обмеження. Запропоновано нову теоретичну модель, засновану на аналізі процесу турбулентного перемішування продуктів детонації з газом, який заповнює сопловий насадок довільної форми. Математична модель робочого процесу в камері детонаційного двигуна заснована на двовимірних нестационарних рівняннях Ейлера. Чисельне інтегрування системи диференціальних рівнянь моделі здійснено з використанням кінцево-різницевої схеми класу TVD. Результати чисельно-теоретичного дослідження відповідають відомим експериментальним даним. Використання нової моделі дозволяє обґрунтовано здійснювати вибір типу та форми соплового насадку для детонаційної камери багаторежимного двигуна, призначеного для роботи в умовах, коли параметри навколишнього середовища зазнають суттєвих змін. Наведено приклад практичного застосування отриманих результатів при розв'язанні задачі вибору найкращого з трьох соплових насадків різного типу (прямого циліндричного, високого ступеня розширення та розсувного).

Ключові слова: детонація, турбулентність, імпульсний детонаційний двигун, сопло, показник адіабати, теоретична модель, чисельне моделювання

Використання соплових насадків (СН), заповнених газовими сумішами керованого складу, є одним з ефективних напрямків керування термодинамічними процесами в детонаційних двигунах [3].

У роботі [4] розглянуто фізико-математичну модель ударних хвиль у газах з різними показни-

ками адіабати γ до та після стрибка ущільнення (згущення) та отримано прості аналітичні залежності, які пов'язують термодинамічні параметри потоку p та ρ перед фронтом стрибка та після нього:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\alpha_2 p_2 / (p_1 + 1)}{\alpha_1 + p_2 / p_1}, \quad (1)$$

де

$$\alpha_i = \frac{\gamma_i + 1}{\gamma_i - 1}, \quad i = 1, 2. \quad (2)$$

© О. Є. ЗОЛОТЬКО, О. В. ЗОЛОТЬКО, Ю. І. МОРОЗ,
О. В. СОСНОВСЬКА, 2018

Як видно із виразу (1), при $p_2/p_1 \rightarrow \infty$ ударна адиабата має асимптоту $\rho_2/\rho_1 \rightarrow \alpha_2$. Для повітря при $\gamma_2 = 1.4$ асимптота $\rho_2/\rho_1 \rightarrow 6$. При зменшенні γ_2 до значення 1.1292, характерного для продуктів детонації (ПД) киснево-водневої суміші стехіометричного складу, ступінь ударного стиснення підвищується у 16.48 разів. У роботі [4] вказано, що для високомолекулярних газів (CO_2 , CH_4 та ін.), з яких складаються газові оболонки Марса, Венери та Юпітера, ступінь ударного стиснення може підвищитися майже у 200 разів: $\rho_2/\rho_1 \rightarrow 201$ при $\gamma_2 = 1.01$.

ОГЛЯД ПУБЛІКАЦІЙ І АНАЛІЗ НЕВИРІШЕНИХ ПРОБЛЕМ

Взаємодія детонаційної хвилі (ДХ) із границею розділу призводить до виникнення ударної хвилі (УХ), яка поширюється у напрямку руху фронту детонації, та відбитої хвилі розрідження (РХ), що рухається у зворотному напрямку (рис. 1).

Числові розрахунки [6] показують, що відношення акустичних імпедансів вздовж границі розділу для повітряно-етиленової суміші стехіометричного складу практично не залежить від тиску та може дорівнювати $(\rho a)_2/(\rho a)_3 \approx 2$. Незважаючи на те що продукти детонації (ПД) мають вищу температуру, ніж ударно стиснуте повітря, їхня густина є меншою, тому акустичний імпеданс ударно стиснутого повітря вищий, ніж у ПД. Акустична хвиля, що виникає у ПД на границі розділу між областями 2 та 2' (рис. 1), буде відбиватися із зростанням амплітуди приблизно у 4/3 раза і далі, коли ці хвилі відповідно відбиватимуться від стінки, амплітуда подвоїться. Це призведе до захвату в акустичну пастку хвиль між стінкою та границею розділу, що як вважають автори роботи [10], визначається ключовим фізичним процесом у ефекті збільшення питомого імпульсу тяги (ІТП) частково заповненої детонаційної камери (ДК).

Із усіх відомих на сьогодні теоретичних моделей, розроблених для розрахунку ІТП частково заповненої камери, найкращу відповідність даним експерименту забезпечують моделі Гарні [8], Сато [12] та «бульбашкова» модель Купер [7].

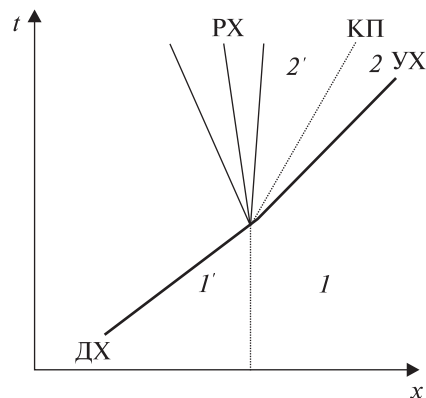


Рис. 1. Взаємодія детонаційної хвилі ДХ з контактною поверхнею КП, створюваною ХВ та хвилею розрідження РХ: 1 — область, яку займає атмосферне повітря; 1' — область, яку займає спроможна до детонації паливна суміш; 2 — стан продуктів детонації в точці Чепмена — Жуге; 2' — область поширення хвилі розрідження РХ

Модель Гарні базується на законі збереження енергії та простій апроксимації швидкості руху ПД. Формула для розрахунку ІТП має вигляд

$$I_{sp} = \frac{I}{C} = \sqrt{2e} \left(\frac{N}{C} + \frac{1}{2} \right) \left(\frac{N}{C} + \frac{1}{3} \right)^{-1/2}, \quad (3)$$

де C — маса здатної до детонації паливної суміші, N — маса атмосферного повітря, яка перебуває у частково заповненій камері, e — теплота вибуху, виражена у одиницях механічної роботи.

Ступінь заповнення α пов'язана із значеннями C і N виразом

$$\alpha = \left(\frac{C}{\rho_0} \right) \cdot \left(\frac{C}{\rho_0} + \frac{N}{\rho_0} \right)^{-1} = \left(1 + \frac{\rho_0 N}{\rho_a C} \right)^{-1}, \quad (4)$$

де ρ_a та ρ_0 — густина повітря та початкова густина паливної суміші відповідно.

Для повністю заповненої паливної суміші ДК $N = 0$, $\alpha = 1$ та

$$I_{sp}(N = 0) = I_{sp}^0 = \sqrt{1.5e}. \quad (5)$$

Тому відношення I_{sp}/I_{sp}^0 визначається тільки часткою N/C :

$$\frac{I_{sp}}{I_{sp}^0} = \sqrt{\frac{4}{3}} \left(\frac{N}{C} + \frac{1}{2} \right) \left(\frac{N}{C} + \frac{1}{3} \right)^{-1/2}. \quad (6)$$

Модель Гарні встановлює просту залежність ІТП від теплоти вибуху та співвідношення мас паливної суміші та середовища у частково запо-

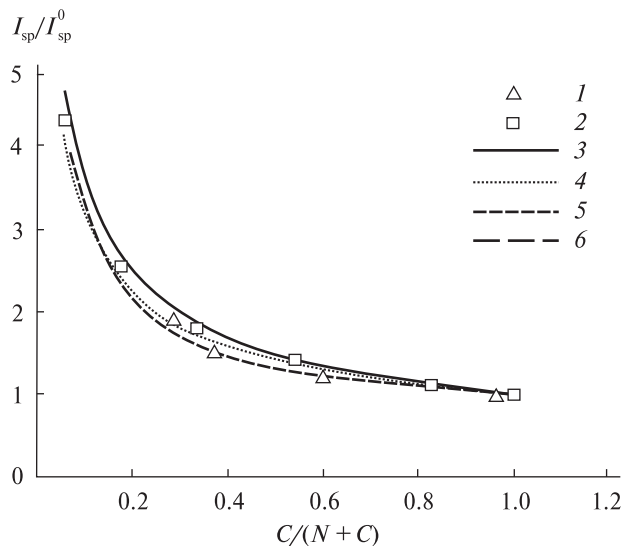


Рис. 2. Залежність від масової частки палива значень ІТП: 1 — дані [9], 2 — дані [11], 3 — модель [8], 4 — модель [12], 5 — наші дані (модель із змінним γ), 6 — модель [7]

вненій ДК. У цій моделі не враховують акустичні імпеданси або будь-які інші теплофізичні властивості середовищ. При цьому припускають, що домінують роль у підвищенні ІТП при частково заповненій ДК відіграють ефекти інерції.

У роботі [12] запропоновано просту емпіричну формулу, основу на аналогічних уявленнях про переважний вплив ефекту інерції:

$$I_{sp} / I_{sp}^0 = Z^{-1/2}, \tag{7}$$

де Z — функція α , ρ_a та ρ_0 :

$$Z = \alpha \rho_0 / (\alpha \rho_0 + (1 - \alpha) \rho_a). \tag{8}$$

Якщо виразити Z через співвідношення N/C , отримаємо

$$Z = (1 + N / C)^{-1} \tag{9}$$

та

$$I_{sp} / I_{sp}^0 = \sqrt{1 + N / C}. \tag{10}$$

Моделям Гарні та Сато притаманний загальний суттєвий недолік: при $\alpha \rightarrow 0$ вони прогнозу-

ють необмежено велике збільшення I_{sp} , тобто призводять до невизначеності.

Розв’язанню вказаної невизначеності присвячено роботу Купер [7], де розглянуто частково заповнену гарячими газами ДК необмежено великої довжини. За допомогою класичного методу характеристик аналізується розширення «бульбашки», заповненої гарячими газами. Звідси і назва моделі — «бульбашкова». Розширення ПД виконується у напівобмежену область, зайняту інертним газом. У роботі [7] отримано максимально досяжні значення відносного питомого імпульсу тяги I_{sp} / I_{sp}^0 , вказані у таблиці.

Слід відзначити, що результати розрахунків із використанням «бульбашкової» моделі та моделей Гарні та Сато у багатьох випадках задовільно відповідають відомим експериментальним даним.

Метою дослідження є розробка нової моделі двовимірних нестационарних високошвидкісних течій з ударними та детонаційними хвилями у середовищах з різними значеннями показника адиабати, яка здатна підвищити точність результатів математичного моделювання.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Як буде показано нижче, ступінь відповідності розрахункових та експериментальних даних можна покращити, якщо враховувати турбулентне перемішування ПД з навколишньою атмосферою чи з інертним газом.

У момент виходу фронту детонаційної хвилі у СН, заповнений інертним газом або атмосферою, перед ним утворюється ударна хвиля, яка рухається у напрямку виходу з СН. У зворотному напрямку по ПД поширюється хвиля розрідження. За фронтом ударної хвилі формується область турбулентної течії газу, у якій відбувається перемішування ПД із середовищем.

Вихровий рух газу в області турбулентності призводить до поступового розмивання границі

Максимально можливі значення відносного ІТП I_{sp} / I_{sp}^0 ДК із заповненим повітрям напівнескінченим прямим циліндричним сопловим насадком при розширенні ПД до атмосферного тиску (за даними роботи [7])

Паливна суміш	$C_2H_4 + O_2$	$C_2H_2 + O_2$	$C_2H_4 + \text{повітря}$	$C_2H_2 + \text{повітря}$	$H_2 + O_2$
I_{sp} / I_{sp}^0	3.68	3.65	2.73	2.77	4.46

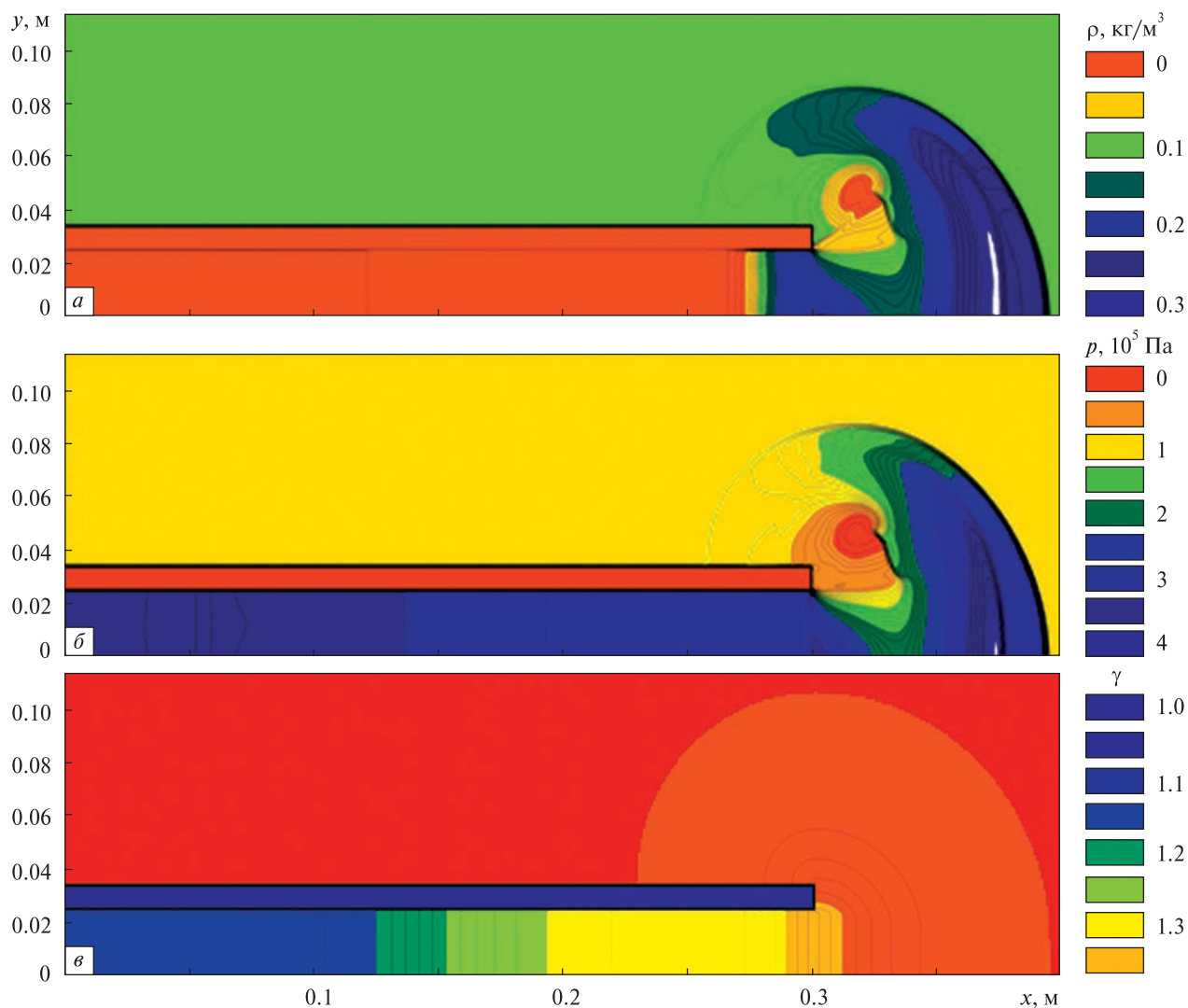


Рис. 3. Ізолії густини ρ (а), тиску p (б) та показника адіабати γ (в) в ДК з прямим циліндричним СН та у навколишньому середовищі, побудовані для моменту часу $\tau = 400$ мкс

розділу. Значення відношення питомих теплотемностей (показника адіабати) γ в області турбулентного перемішування, прилеглої до вихідного перетину ДК, буде поступово змінюватися від значення γ_1 , розрахованого за складом ПД, до значення γ_0 , розрахованого за складом залученої у вихровий рух газової суміші.

Після виходу контактної поверхні (КП) за межі СН величина γ_0 залишається незмінною. Значення показника адіабати між контактною поверхнею та фронтом УХ буде змінюватися від значення γ_0 до γ_2 , розрахованого за складом атмосфери.

Закон, за яким змінюється розрахункове значення $\gamma_{\text{розрап1}}$ в області турбулентного перемішування ПД із середовищем у СН у безпосередній близькості до зрізу ДК можна навести у вигляді

$$\gamma_{\text{розрап1}} = \gamma_1 + (\gamma_0 - \gamma_1) \cdot \xi_1, \quad (11)$$

де ξ_1 — коефіцієнт повноти турбулентного перемішування ПД із середовищем у СН у безпосередній близькості до зрізу ДК.

Розрахункове співвідношення $\gamma_{\text{розрап2}}$ між контактною поверхнею та фронтом УХ має вигляд

$$\gamma_{\text{розрап2}} = \gamma_0 + (\gamma_2 - \gamma_0) \cdot \xi_2, \quad (12)$$

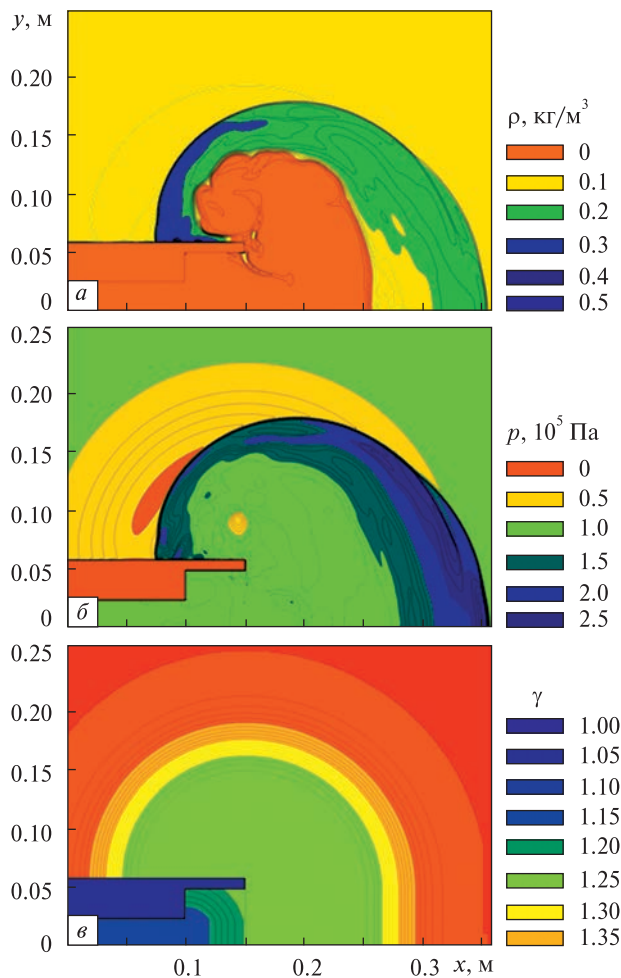


Рис. 4. Ізолінії густини ρ (а), тиску p (б) та показника адіабати γ (в) в ДК з СН високого ступеня розширення

де ξ_2 — коефіцієнт повноти турбулентного перемішування у зоні між контактною поверхнею та фронтом УВ.

Значення γ_0 розраховується за формулою

$$\gamma_0 = \gamma_1 + (\gamma_{\text{ср}} - \gamma_1) [1 - \exp(-(x_1 / \delta_p)^\chi)], \quad (13)$$

де x_1 — відстань від вихідного перерізу ДК до КП, δ_p — масштаб турбулентного перемішування, χ — показник степеня, який приймає такі значення: $\chi = 1$ при $x_1 \leq \delta_p$, $\chi = 2 - \exp(1 - R_N/R_C)$ при $x_1 > \delta_p$, R_N і R_C — радіуси ДК і СН відповідно, $\gamma_{\text{ср}}$ — відношення питомих теплоємностей суміші ПД із середовищем, яке заповнює СН, при їхньому повному перемішуванні:

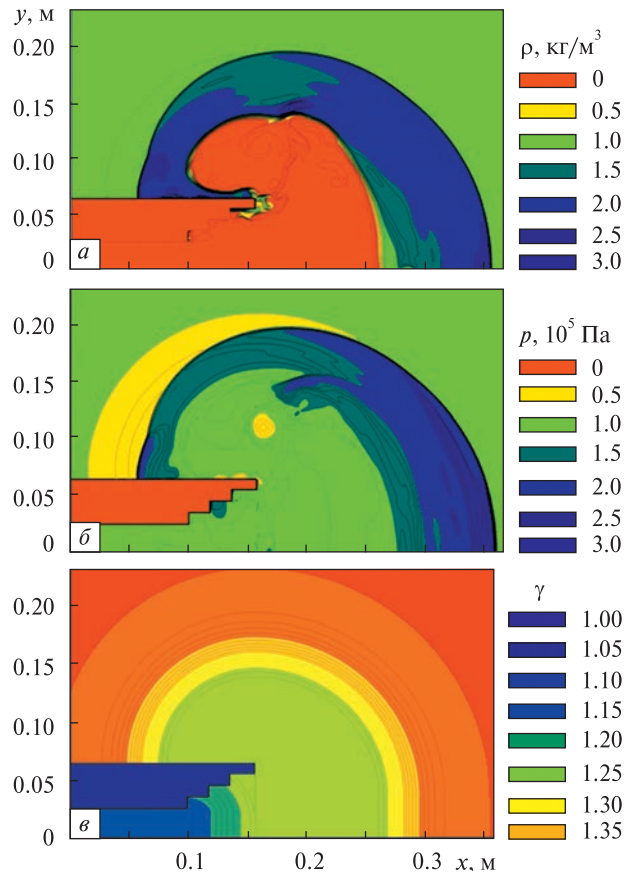


Рис. 5. Ізолінії густини ρ (а), тиску p (б) та показника адіабати γ (в) в ДК з розсувним СН

$$\gamma_{\text{ср}} = \frac{\sum g_i R_i \gamma_i / (\gamma_i - 1)}{\sum g_i R_i / (\gamma_i - 1)}, \quad (14)$$

де g_i та R_i — масові частки та газові постійні компонентів газової суміші, γ_i — відношення питомих теплоємностей компонентів газової суміші.

За масштаб турбулентного перемішування δ_p прийнято ширину зони хімічних реакцій ДХ, яку можна визначити через середній час реакції τ_p за формулою [5]

$$\delta_p = (D - u_3) \cdot \tau_p, \quad (15)$$

де D — швидкість руху фронту ДХ, u_3 — швидкість руху газу за фронтом ДХ, τ_p — середній час хімічних реакцій.

Для суміші $\text{H}_2 + \text{O}_2$ значення τ_p лежать у діапазоні $\tau_p = 1.5 \dots 4.5$ мкс.

Коефіцієнти повноти турбулентного перемішування можна прийняти на основі відомих мо-

делей турбулентного руху газу, розроблених стосовно до умов у камерах згоряння рідинних ракетних двигунів [1]:

$$\xi_1 = 1 - \exp \left[-k_1 \left(\frac{x}{x_1} \right)^2 \right], \quad (16)$$

де k_1 — коефіцієнт, який визначається факторами, що впливають на інтенсивність турбулентності, x — відстань від вихідного зрізу ДК.

$$\xi_2 = 1 - \exp \left[-k_2 \left(\frac{x - x_1}{x_2 - x_1} \right)^2 \right], \quad (17)$$

де k_2 — коефіцієнт, який визначається факторами, що впливають на інтенсивність турбулентності, x_2 — відстань від вихідного зрізу ДК до фронту УХ. Значення k_1 та k_2 у даному дослідженні обиралися з умови найкращої відповідності результатів розрахунку величини ІТП ДК без СН та експериментальних даних.

Запропонована у даному дослідженні нова модель пласких високошвидкісних течій ПД з УХ у потоці та із змінним відношенням питомих теплоємностей (показника адіабати γ) за фронтом первинної УХ дозволяє підвищити точність результатів математичного моделювання.

Крім того, ця модель дозволяє суттєво розширити діапазон досліджуваних режимних параметрів роботи детонаційного двигуна, що визначаються зовнішніми умовами.

На рис. 2 порівнюються розраховані в рамках запропонованої моделі значення розрахунків ІТП киснево-водневого детонаційного двигуна із прямим СН різної довжини та відомі експериментальні дані і оцінки, отримані в рамках моделей Гарні [8], Сато [12] та Купер [7]. Дані наведені у вигляді залежності величини I_{sp} / I_{sp}^0 від масової частки палива $C/(N + C)$. Видно, що нова модель у широкому діапазоні зміни величини відносної масової долі палива $0.4 < C/(N + C) < 1$, суттєвої для практичного використання, забезпечує найкращу збіжність із результатами експериментальних досліджень. В області $C/(N + C) \approx 0.07$ розрахункові значення ІТП також близькі до прогнозованого у теоретичному дослідженні [7] граничного значення відносного питомого імпульсу тяги.

Найпростішим СН можна вважати циліндричну трубу постійного поперечного перерізу,

площа якої дорівнює площі поперечного перерізу ДК. Використання СН, що розширюється, дозволяє суттєво збільшити такий важливий параметр двигуна, як ІТП [2].

В основу математичної моделі процесу в камері детонаційного двигуна із сопловим насадком покладено двовимірні нестационарні рівняння Ейлера. Чисельне моделювання здійснено з використанням кінцево-різницевої схеми підвищеного порядку точності, яка належить до класу TVD-схем. При вході УХ до соплового насадка, що розширюється, чи до атмосфери спостерігається викривлення фронту, який поступово набуває форми, близької до зрізаної сфери. Викривлення фронту УХ обумовлено її дифракцією на опуклому куті. Зазначені особливості було враховано при розробці обчислювального алгоритму.

На рис. 3—5 показано отримані за допомогою нової моделі розподіли густини, тиску та показника адіабати для киснево-водневої ДК з різними СН однакового об'єму: з прямим циліндричним СН, з СН високого ступеня розширення та з розсувним СН для моменту часу $\tau = 400$ мкс. Склад навколишнього середовища відповідає складу стандартної атмосфери Землі на рівні моря. За результатами обробки даних обчислювального експерименту можна дійти до висновку, що при зазначених умовах найбільше значення ІТП забезпечує сопловий насадок високого ступеня розширення.

ВИСНОВКИ

Запропонована теоретична модель турбулентного перемішування ПД з навколишнім середовищем у сопловому насадку дозволяє коректно враховувати зміну показника адіабати у проточній частині детонаційного двигуна. Отримані співвідношення можуть бути використані у широкому діапазоні зміни режимних параметрів. Зіставлення результатів чисельного моделювання з експериментальними даними доводять адекватність прийнятих припущень. Нова модель уточнює результати аналізу, які можуть бути використані під час проведення проектних розрахунків перспективних авіаційних та ракетно-космічних двигунів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Кн. 2. Учеб. для авиац. спец. вузов / Под ред. В. М. Кудрявцева. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Высш. шк., 1993. — 383 с.
2. Золотко А. Е., Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Мороз Ю. И., Андриевский Ю. В. Моделирование процесса детонации в камере ракетного двигателя с дивергентным сопловым насадком // Пробл. высокотемпературной техники. — 2013. — С. 79—87.
3. Золотко О. Є., Коваленко М. Д., Стрельников, Мороз Ю. І., Золотко О. В., Сосновська О. В. Аналіз впливу параметрів зовнішнього середовища на імпульсні характеристики детонаційного двигуна // Пробл. высокотемпературной техники. — 2014. — С. 85—96.
4. Тарнавский Г. А. Ударные волны в газах с различными показателями адиабаты до и после фронта скачка // Вычислительные методы и программирование. — 2002. — 3. — С. 222—236.
5. Шоршоров М. Х. Физико-химические основы детонационно-газового напыления покрытий. — М.: Наука, 1978. — 227 с.
6. Browne S., Ziegler J., Shepherd J. E. Numerical Solution Methods for Shock and Detonation Jump Conditions // Pasadena California Inst. of Technology: Tech. Rept. FM2006.006. — 2004.
7. Cooper M. A. Impulse Generation by Detonation Tubes/ Thesis: California Institute of Technology. — Pasadena, CA. — May 2004.
8. Gurney R. W. The Initial Velocities of Fragments from Bombs, Shells, and Grenades // Army Ballistic Research Laboratory: Tech. Rept. BRL 405. — 1943.
9. Kasahara J., Arai T., Matsuo A. Experimental analysis of pulse detonation engine performance by pressure and momentum measurements // AIAA Paper 2003-0893, 2003.
10. Kasahara J., Liang Z., Browne S. T., Sheperd J. E. Impulse Generation by an Open Shock Tube // AJAA J. — 2008. — 46, N 7. — P. 1593—1603.
11. Sato S., Matsuo A., Kasahara J., Endo T. Numerical investigation of the PDRE performance with detailed chemistry // 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 5 — 8, 2004, Reno, NV, AIAA 2004-0464, 2004.
12. Sato S., Matsuo A., Kasahara J., Endo T. Numerical Studies on Specific Impulse of Partially Filled Pulse Detonation Rocket Engines // J. Propulsion and Power. — 2006. — 22, N 1. — P. 64—70.

Стаття надійшла до редакції 02.07.2018

REFERENCES

1. Vasil'ev A. P., Kudryavcev V. M., Kuznecov V. A. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnyh raketnyh dvigatelej

- [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines], M.: Vysshaja shkola. — 383 p. (1993) [in Russian].
2. Zolot'ko A. E., Kovalenko N. D., Strel'nikov G. A., Moroz Yu. I., Andrievskij Ju. V. Modelirovanie processa detonacii v kamere raketnogo dvigatelja s divergentnym soplovyim nasadkom [Modeling the detonation process in a rocket engine chamber with a divergent nozzle nozzle], *Problemy vysokotemperaturnoj tehniki*, 79—87 (2013) [in Russian].
3. Zolot'ko O. Є., Kovalenko M. D., Strel'nikov, Moroz Yu. I., Zolot'ko O. V., Sosnovska O. V. Analiz vplivu parametriv zovnishn'ogo seredovishha na impul'sni harakteristiki detonacijnogo dviguna [Analysis of the parameters of the external environment on the impulse characteristics of the detonation engine], *Problemy vysokotemperaturnoj tehniki*, 85—96 (2014) [in Ukrainian].
4. Tarnavskij G. A. Udarnye volny v gazah s razlichnymi pokazateljami adiabaty do i posle fronta skachka [Shock waves in gases with different adiabatic exponents before and after the shock front]. *Vychislitel'nye metody i programmirovaniye*. — 3. — 222—236 (2002) [in Russian].
5. Shorshorov M. H. Fiziko-himicheskie osnovy detonacionno-gazovogo napylenija pokrytij [Physicochemical bases of detonation-gas spraying of coatings], M.: Nauka, — 227 s. (1978) [in Russian].
6. Browne S., Ziegler J., Shepherd J. E. Numerical Solution Methods for Shock and Detonation Jump Conditions, *Pasadena California Inst. of Technology: Tech. Rept. FM2006.006* (2004) [in English].
7. Cooper M. A. Impulse Generation by Detonation Tubes, *Thesis: California Institute of Technology, Pasadena, CA.* (May 2004) [in English].
8. Gurney R. W. The Initial Velocities of Fragments from Bombs, Shells, and Grenades *Army Ballistic Research Laboratory: Tech. Rept. BRL 405* (1943) [in English].
9. Kasahara J., Arai T. and Matsuo A. Experimental analysis of pulse detonation engine performance by pressure and momentum measurements *AIAA Paper 2003-0893* (2003) [in English].
10. Kasahara J., Liang Z., Browne S. T., Sheperd J. E. Impulse Generation by an Open Shock Tube, *AJAA Journal*. Vol. 46, № 7, 1593—1603 (2008) [in English].
11. Sato S., Matsuo A., Kasahara J. and Endo T. Numerical investigation of the PDRE performance with detailed chemistry *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 5—8, Reno, NV, AIAA 2004-0464* (2004) [in English].
12. Sato S., Matsuo A., Kasahara J. and Endo T. Numerical Studies on Specific Impulse of Partially Filled Pulse Detonation Rocket Engines *Journal of Propulsion and Power*. Vol. 22. — N 1, 64—70 (2006) [in English].

Received 02.07.2018

А. Е. Золотко, Е. В. Золотко,
Ю. І. Мороз, А. В. Сосновская

Днепровский национальный университет
имени Олеса Гончара, Днепр, Украина

МОДЕЛЬ ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕМЕШИВАНИЯ ПРОДУКТОВ ДЕТОНАЦИИ С ВНЕШНЕЙ СРЕДОЙ В КАМЕРЕ ИМПУЛЬСНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Использование механизма управления высокоскоростными потоками продуктов детонации, основанного на создании в выходном устройстве двигателя газовой среды контролируемого состава, требует детального исследования изменения соотношения удельных теплоемкостей газа в области за фронтом ударной волны. В случае существенной разницы между показателями адиабаты продуктов детонации и газа в сопловом насадке в значительной степени проявляется влияние эффекта волнового взаимодействия. Проанализирован механизм возбуждения колебательного процесса, обусловленного взаимодействием волн, отраженных от контактной поверхности и от тяговой стенки камеры. Вследствие такого взаимодействия на тяговой стенке периодически появляются пики давления, которые приводят к экспериментально наблюдаемому увеличению удельного импульса тяги детонационного двигателя. Рассмотрены известные теоретические модели, предназначенные для расчета импульса тяги детонационной камеры с прямым цилиндрическим сопловым насадком. Проанализированы присущие этим моделям ограничения. Предложена новая теоретическая модель, основанная на анализе процесса турбулентного перемешивания продуктов детонации с газом, который заполняет сопловую насадку произвольной формы. Математическая модель рабочего процесса в камере детонационного двигателя основана на двумерных нестационарных уравнениях Эйлера. Численное интегрирование системы дифференциальных уравнений модели осуществлено с использованием конечно-разностной схемы класса TVD. Результаты численно-теоретического исследования соответствуют известным экспериментальным данным. Использование новой модели позволяет обоснованно осуществлять выбор типа и формы соплового насадка для детонационной камеры многорежимного двигателя, предназначенного для работы в условиях, когда параметры окружающей среды подвергаются существенным изменениям. Приведен пример практического применения полученных результатов при решении задачи выбора наилучшего из трех сопловых насадков разного типа (прямого цилиндрического, высокой степени расширения и раздвижного).

Ключевые слова: детонация, турбулентность, импульсный детонационный двигатель, сопло, показатель адиабаты, теоретическая модель, численное моделирование.

O. E. Zolotko, O. V. Zolotko,
Yu. I. Moroz, O. V. Sosnovska

Oles Honchar National University of Dnipro,
Dnipro, Ukraine

THE MODEL OF TURBULENT MIXING OF THE BURNED GAS WITH EXTERNAL ENVIRONMENT IN THE PULSE DETONATION ENGINE CHAMBER

The mechanism for controlling high-speed burned gas is based on the creation of a controlled gas atmosphere in the nozzle. The features of this mechanism require a detailed study of the change in the polytropic exponent of the gas in the region behind the shock front. The effect of the wave interaction comes out in the case of a significant difference between the ratio of the specific heats of the burned gas and the gas in the nozzle. The oscillation process generation mechanism is analyzed. This process is determined by the interaction of reflected waves from the contact surface and the chamber wall. The pressure peaks periodically appear on the thrust wall due to wave interaction and the specific thrust impulse of the detonation engine increases. This effect is observed in experimental research. The known theoretical models designed to calculate the specific impulse of the detonation chamber with straight cylindrical nozzle were considered. The inherent limitations of these models were analyzed. A new theoretical model is proposed. This model considers a burned gas turbulent mixing with a gas in a nozzle. The mathematical model of the process in the detonation engine chamber is based on two-dimensional non-stationary Euler equations. The numerical integration of the differential equations system was realized by using a finite-difference TVD scheme. The results of the numerical-theoretical simulation correspond to experimental data. The new model allows you to make a reasonable choice of the nozzle type for a multimode engine detonation chamber when environmental conditions are substantially changed. An example of the practical application of the method obtained in solving the problem of choosing the best of three different nozzles (straight cylindrical nozzle, a nozzle with high expansion rate and sliding nozzle) is given.

Keywords: detonation, turbulence, pulse detonation engine, nozzle, ratio of specific heats, theoretical model, numerical simulation.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.024>

УДК 629.7.05

А. И. Ткаченко

Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем
Национальной академии наук Украины и Министерства образования и науки Украины, Киев, Украина

КООРДИНАТНАЯ ПРИВЯЗКА НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ НА ОСНОВЕ УСЛОВИЙ КОМПЛАНАРНОСТИ

Рассматривается задача координатной привязки неизвестных наземных объектов как важный аспект дистанционного зондирования Земли из космоса. Для решения упомянутой задачи привлекается бортовая оптико-электронная система космического аппарата. Координатная привязка включает полетный этап — съемку объектов с орбиты — и наземный этап — обработку снимков, переданных на землю вместе с синхронно полученными показаниями звездного датчика и аппаратуры потребителя GPS. Для обработки космических снимков и сопровождающих данных должны быть разработаны специальные вычислительные алгоритмы. Цель предлагаемой работы — конструирование новых оригинальных алгоритмов координатной привязки. Такие алгоритмы надлежит исследовать и сравнить с созданными ранее методами аналогичного назначения. Предложенный здесь алгоритм использует два типа уравнений измерения. Первый из этих типов — традиционное фотограмметрическое условие компланарности. Второй тип уравнений связан с компланарностью линии визирования объекта привязки, геометрического радиуса-вектора упомянутого объекта и геоцентрического радиуса-вектора космического аппарата. Имеется в виду, что предварительно указанное расположение объекта привязки известно с точностью 1–2 км или сотен метров. Это позволяет направить оптическую ось камеры на окрестность объекта координатной привязки так, чтобы обеспечить захват этого объекта полем зрения камеры и привязку на уровне десятков метров. При применении представленного алгоритма к координатной привязке объекта, расположенного на трассе полета космического аппарата, геоцентрический радиус-вектор такого объекта является слабо наблюдаемым. Компьютерное моделирование показало удовлетворительную точность предложенного алгоритма для позиционирования объектов, расположенных относительно трассы космического аппарата далее чем на 20...30 километров в сторону.

Ключевые слова: космический аппарат, координатная привязка, звездный датчик, камера, объект привязки, условие компланарности.

Ниже рассматривается задача оценивания координат неизвестных точечных наземных объектов (объектов привязки) в базисе, связанном с Землей, по результатам съемки с борта космического аппарата (КА). Съемка сопровождается считыванием показаний бортового звездного датчика и аппаратуры потребителя GPS. Искомые координаты объекта привязки рассчитываются путем обработки первичной информации, включающей изображение объекта на снимке, с помощью соответствующих алгоритмов. Названная информация передается на Землю и обрабатывается стационарным компьютером. Считаем, что предполагаемое местонахождение объекта привязки известно с точностью, позволяющей

наводить оптическую ось камеры на окрестность этого объекта так, чтобы обеспечить захват объекта полем зрения камеры и привязку с точностью порядка десятков метров.

Хорошо известен способ координатной привязки, основанный на поиске точки пресечения линии визирования объекта привязки с математически представленной поверхностью, аппроксимирующей форму поверхности Земли [1, 3]. Его относительное неудобство связано с необходимостью достаточно точного представления упомянутой поверхности и возможными сложностями из-за рельефа местности. От этих недостатков свободен иной подход, определяющий местонахождение объекта привязки как точку пересечения двух или нескольких линий визирования [4]. Сохраняет актуальность разработка

© А. И. ТКАЧЕНКО, 2018

более совершенных методов и алгоритмов, позволяющих повысить точность и надежность координатной привязки.

Цель этой работы — обоснование и исследование алгоритма координатной привязки наземных объектов, основанного на условиях компланарности трех векторов.

С точки зрения собственно привязки число объектов на снимке, подлежащих позиционированию, несущественно. Последующие рассуждения проведем так, как если бы привязке подлежал единственный наземный объект — точка M .

Пусть объект привязки M в момент его съемки камерой низкоорбитального КА находится на трассе полета или вблизи нее. В моменты t_i, t_k , когда камера выполняет снимки объекта M , поступает информация от звездного датчика и GPS. Введем также ортонормированные координатные базисы: базис \mathbf{K} , связанный с камерой, с началом в ее центре проекции — точке O ; базис \mathbf{E} , связанный со звездным датчиком, условно с тем же началом; базис \mathbf{J} , геоцентрический, произвольным образом связанный с Землей. Представления трехмерных векторов в каком-либо из базисов отмечаем соответствующими нижними индексами. Символом вида \mathbf{C}_{QP} обозначается матрица преобразования вектора из ортонормированного базиса P в ортонормированный базис Q .

Таким образом, $\mathbf{C}_{JK} = \mathbf{C}_{JE} \mathbf{C}_{EK}$. Матрица \mathbf{C}_{EK} оценивается и уточняется с помощью процедуры полетной геометрической калибровки, описанной, например, в работе [5]. Матрица \mathbf{C}_{JE} рассчитывается по показаниям звездного датчика и бортового хронометра. Представление неизвестного геоцентрического радиуса-вектора точки M в базисе \mathbf{J} обозначим $\mathbf{r}_J = \text{const}$; O_i, O_k — положения точки O в моменты экспонирования t_i, t_k ; $\mathbf{R}_{iJ}, \mathbf{R}_{kJ}$ — геоцентрические радиусы-векторы точек O_i, O_k , найденные по сообщениям GPS. Направления MO_i, MO_k воспроизводятся посредством нахождения соответствующих единичных векторов $\mathbf{e}_{iJ}, \mathbf{e}_{kJ}$ по снимкам, выполненным в моменты t_i, t_k , и преобразований $\mathbf{e}_{iJ} = \mathbf{C}_{JK}(t_i) \mathbf{e}_{iK}, \mathbf{e}_{kJ} = \mathbf{C}_{JK}(t_k) \mathbf{e}_{kK}$ с использованием соответствующих значений \mathbf{C}_{JK} . Необходимо составить алгоритм преобразова-

ния перечисленной выше информации в оценку координат вектора \mathbf{r}_J с точностью порядка десятков метров.

Исходя из фотограмметрического условия компланарности [2], констатирующего компланарность векторов $\mathbf{e}_{iJ}, \mathbf{e}_{kJ}$ и $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ}$, устанавливаем

$$(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{r}_J)^T [(\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ}) \times \mathbf{e}_{kJ}] = 0. \quad (1)$$

Здесь учтена коллинеарность векторов \mathbf{e}_{iJ} и $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{r}_J$; индекс T — символ транспонирования. Как иллюстрацию к (1) приводим рисунок, на котором O_E — центр Земли; прочие обозначения определены выше. Сочетая (1) с аналогичным выражением — результатом симметричной перестановки индексов i и k , получим два уравнения относительно вектора \mathbf{r}_J :

$$\begin{aligned} [(\mathbf{e}_{iJ} + \mathbf{e}_{kJ}) \times (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ})]^T \mathbf{r}_J &= (\mathbf{e}_{iJ} + \mathbf{e}_{kJ})^T (\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{R}_{kJ}), \\ [(\mathbf{e}_{iJ} - \mathbf{e}_{kJ}) \times (\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ})]^T \mathbf{r}_J &= (\mathbf{e}_{iJ} - \mathbf{e}_{kJ})^T (\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{R}_{kJ}). \end{aligned} \quad (2)$$

Это уравнения измерений метода координатной привязки, основанного на фотограмметрическом условии компланарности. Решение системы уравнений (2), полученной из последовательности не менее чем трех снимков, относительно \mathbf{r}_J может обеспечить приемлемую точность оценивания координат объекта привязки. Система уравнений (2) решается методом наименьших квадратов. Судя по результатам моде-

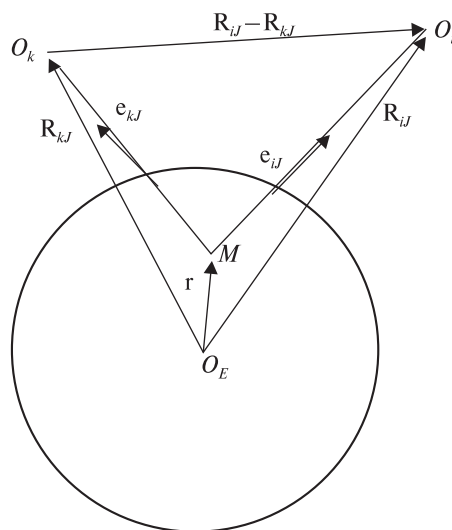


Схема для вывода формул (2), (3)

лирования, второе уравнение (2) не оказывает существенного влияния на точность оценивания вектора \mathbf{r}_J вследствие того, что векторы $\mathbf{e}_{iJ} - \mathbf{e}_{kJ}$ и $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{R}_{kJ}$ практически коллинеарны. В дальнейшем это второе уравнение игнорируется.

Узкое место алгоритма (2) проявляется, если в моменты экспонирования точка M вместе с вектором \mathbf{r}_J находится в плоскости орбиты или вблизи этой плоскости. При этом выражения в квадратных скобках формул (2) определяют векторы, практически перпендикулярные к названной плоскости, и вектор \mathbf{r}_J оказывается слабо наблюдаемым. Конкретнее, слабо наблюдаемой является проекция вектора \mathbf{r}_J на плоскость орбиты.

Из факта компланарности векторов \mathbf{r}_J , \mathbf{R}_{iJ} и \mathbf{e}_{iJ} , заметного на рисунке, следует

$$(\mathbf{e}_{iJ} \times \mathbf{R}_{iJ})^T \mathbf{r}_J = 0. \quad (3)$$

Это дополнительное уравнение измерений. Оно влияет не на свободные члены нормальных уравнений метода наименьших квадратов, а лишь на матрицу коэффициентов системы нормальных уравнений, способствуя улучшению обусловленности последней и повышению точности координатной привязки.

Фактически вместо вектора \mathbf{e}_{iJ} доступна и учитывается в (2), (3) его аппроксимация $\mathbf{e}_{iJ}^* \approx \mathbf{e}_{iJ} + \delta\mathbf{e}_{iJ}$, где $\delta\mathbf{e}_{iJ} \approx -\boldsymbol{\theta}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}$; $\boldsymbol{\theta}_{iJ} = [\theta_1, \theta_2, \theta_3]^T \in R^3$ — векторная ошибка полетной калибровки [5], характеризующая остаточное рассогласование базисов \mathbf{E} и \mathbf{K} ; $\theta_{iJ} = C_{JE}(t_i)$, $\boldsymbol{\theta}_E = \text{const}$. Поэтому вместо (3) реализуется равенство $(\mathbf{e}_{iJ}^* \times \mathbf{R}_{iJ})^T (\mathbf{r}_J + \delta\mathbf{r}_J) = 0$, где $\delta\mathbf{r}_J$ — ошибка координатной привязки, порожденная неточностью полетной калибровки. Отсюда в первом приближении

$$(\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ})^T \delta\mathbf{r}_J = (\mathbf{r}_J \times \mathbf{R}_{iJ})^T (\boldsymbol{\theta}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}). \quad (4)$$

Если вектор $\mathbf{e}_{iJ} = [e_1, e_2, e_3]^T$ близок к вертикали, то $|e_1| \ll 1$, $|e_2| \ll 1$, $e_3 \approx 1$. При этом координата θ_3 вектора $\boldsymbol{\theta}_{iJ}$ не оказывает значительного влияния на правую часть уравнения (4). Используя свойства смешанного произведения векторов, преобразуем (4) к виду

$$(\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ})^T \delta\mathbf{r}_J = \boldsymbol{\theta}_{iJ}^T [\mathbf{e}_{iJ} \times (\mathbf{r}_J \times \mathbf{R}_{iJ})]. \quad (5)$$

Правая часть уравнения (5) означает, что составляющая вектора $\boldsymbol{\theta}_{iJ}$, перпендикулярная к плоскости векторов \mathbf{e}_{iJ} , \mathbf{R}_{iJ} , \mathbf{r}_J в момент экс-

понирования t_i , не влияет на ошибку $\delta\mathbf{r}_J$. Левая часть (5) позволяет судить, как положение точки M относительно трассы полета в сеансе съемок влияет на наблюдаемость вектора $\delta\mathbf{r}_J$. Если точка M в процессе съемок удалена от трассы, то упомянутая плоскость трех векторов и перпендикулярный ей вектор $\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}$ существенно изменяют свое положение в земной системе координат при наведении оптической оси камеры на объект съемки, т. е. варьируют коэффициенты при координатах вектора $\delta\mathbf{r}_J$ в (5). Напротив, если в моменты экспонирования точка M находится в непосредственной близости от трассы, то плоскость трех векторов практически совмещена с плоскостью орбиты и направление вектора $\mathbf{R}_{iJ} \times \mathbf{e}_{iJ}$ в земной системе координат изменяется незначительно. Это явно ослабляет наблюдаемость ошибки $\delta\mathbf{r}_J$ по «измерениям» (5) и снижает благоприятное влияние уравнений (3) на точность координатной привязки.

Моделирование формул (2), (3) (далее — алгоритма (2) + (3)) выполнялось по аналогии с [4, 5]. Воспроизводилось движение КА по околокруговой солнечно-синхронной орбите высотой 670 км. Один из базисных векторов базиса \mathbf{J} был направлен по оси вращения Земли, два других находились в плоскости экватора. При $\boldsymbol{\theta}_E = 0$ базисы \mathbf{E} и \mathbf{K} совмещены. Задавалось расположение «неизвестных» точечных наземных объектов на участке А, имеющем форму квадрата со стороной 5 км и находящемся в процессе съемок на трассе полета КА, и на таких же участках В и С, смещенных во время съемок относительно трассы на расстояния 100 и 300 км соответственно. Съемка каждого участка производилась, когда он оказывался в поле зрения камеры. На каждом из участков 16 объектов привязки находятся в узлах равномерной квадратной сетки, ограниченной периметром участка.

Таким образом, каждая из координат объектов одного участка в земном базисе образует 4×4 -матрицу. Объекты пронумерованы, как принято в языке программирования Фортран: сверху вниз в каждом столбце упомянутой матрицы с непрерывным продолжением нумерации в

следующем столбце. При съемках каждого участка ось чувствительности камеры наводилась на окрестность соответствующего объекта № 7, находящегося на пересечении второго столбца и третьей строки матрицы координат. Ошибка наведения — случайная величина, равномерно распределенная в пределах ± 1200 м. Ошибки звездного датчика вводились как нормально распределенные случайные углы поворотов вокруг двух направлений, перпендикулярных к оптической оси датчика, и вокруг самой этой оси со средними квадратичными отклонениями 5", 5" и 12" соответственно. Синхронные показания трех звездных датчиков усреднялись, как в работе [5]. Размер пиксела камеры $9 \cdot 10^{-6}$ м. Среднее квадратичное отклонение нормально распределенных случайных ошибок GPS — 3 м. Моделированию процесса координатной привязки предшествовала полетная геометрическая калибровка системы «камера и звездный датчик». При калибровке использовались изображения двух объектов с номерами 1 и 16 на снимках каждого из участков А, В и С. Характеристики остаточных ошибок калибровки $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ — математические ожидания $M_{\theta_1}, M_{\theta_2}, M_{\theta_3}$ и средние квадратичные отклонения $\sigma_{\theta_1}, \sigma_{\theta_2}, \sigma_{\theta_3}$ в секундах дуги приведены в табл. 1.

Реализация алгоритма (2) + (3) выполнялась с использованием двенадцати снимков каждого из участков А, В и С с интервалом 7 с между последовательными снимками и дополнительным промежутком в 18 с между шестым и седьмым экспонированиями. В процессе съемок тангаж КА изменялся от 30° при первом экспонировании до -30° при последнем. При вычислениях по первой формуле (2) пары снимков комплектовались по правилу $i = 1, \dots, 11, k = i + 1, \dots, 12$. По результатам 100 вариантов моделирования рассчитывались в метрах характеристики M_x, M_y, M_z — оценки математических ожиданий ошибок вычисления координат объектов в земном базисе **J** — и $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ — оценки средних квадратичных отклонений тех же ошибок.

В табл. 2 приведены значения $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$, полученные при моделировании алгоритма (2) + (3). Данные представлены в матричной форме для участка В и участка С. Абсолютные значения

M_x, M_y, M_z для точек участков А и В не превышали 15 м. Поскольку размеры участков А, В и С относительно невелики, различия точностей привязки точек одного участка незначительны, хотя тенденция к снижению точности привязки объектов, удаленных от точки № 7, заметна.

В табл. 3 первая строка результатов показывает статистические характеристики точности координатной привязки объекта № 7 участка А при использовании алгоритма (2) + (3). Характеристики точности привязки других объектов участка А близки к соответствующим характеристикам точки № 7. Для сравнения во второй строке

Таблица 1. Характеристики остаточных ошибок калибровки

M_{θ_1}	M_{θ_2}	M_{θ_3}	σ_{θ_1}	σ_{θ_2}	σ_{θ_3}
3.6	-0.4	-3.5	8.3	3.5	264

Таблица 2. Ошибки координатной привязки по формулам (2), (3)

σ_{xyz}	Участок В				Участок С			
$\sigma_x, \text{ м}$	8.6	8.1	7.7	7.8	36.9	36.3	35.6	35.5
	7.9	7.7	7.2	7.4	36.3	36.0	35.5	35.2
	7.7	7.2	7.1	7.3	36.2	35.5	35.3	35.1
	7.7	7.4	7.4	7.7	36.0	35.7	35.4	35.4
$\sigma_y, \text{ м}$	15.2	14.4	14.3	14.6	12.7	12.4	12.2	12.3
	15.4	14.6	14.4	15.1	12.7	12.5	12.1	12.4
	15.5	14.9	14.8	15.5	12.9	12.6	12.6	12.5
	15.9	15.1	15.3	15.8	13.0	12.7	12.6	12.7
$\sigma_z, \text{ м}$	32.4	32.3	32.4	32.4	18.2	18.0	18.9	19.6
	32.1	32.1	31.8	32.0	18.0	17.8	18.3	19.2
	31.8	31.7	31.6	31.6	18.3	17.6	17.8	18.3
	31.8	31.7	31.7	31.6	18.5	17.9	17.8	18.0

Таблица 3. Точность координатной привязки объекта № 7 участка А

Алгоритм	M_x	M_y	M_z	σ_x	σ_y	σ_z
(2) + (3)	3	-1.5	15.2	22.0	33.0	36.8
(6)	0.3	-5.3	12.1	7.2	14.6	31.9

результатов даны характеристики точности координатной привязки того же объекта с помощью алгоритма, основанного на фотограмметрическом условии коллинеарности:

$$\mathbf{e}_{iJ} \times \mathbf{r}_J = \mathbf{e}_{iJ} \times \mathbf{R}_{iJ}. \quad (6)$$

Видно, насколько алгоритм (6) более точен при координатной привязке объектов, близких к трассе полета КА, чем алгоритм (2) + (3). Характеристики же точности координатной привязки объектов на участках В и С, удаленных от трассы полета, при реализации алгоритмов (2) + (3) или (6) оказались практически одинаковыми. Отметим, что формулы (2) можно вывести из уравнения (6), если предварительно обе части последнего умножить скалярно на $\mathbf{R}_{kJ} = \mathbf{r}_J$. Естественно, при этом наблюдаемость вектора \mathbf{r}_J по меньшей мере не улучшается.

Таким образом, в целом алгоритм (2) + (3) менее приемлем для координатной привязки наземных объектов по сравнению с иными алгоритмами подобного назначения. Тем не менее алгоритм (2) + (3) позволяет успешно выполнить координатную привязку объектов, удаленных в процессе съемок от трассы полета не меньше чем на 20...30 км.

В дальнейшем предвидится разработка методик и алгоритмов координатной привязки, обладающих свойствами усиленной сходимости по отношению к начальным ошибкам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лебедев Д. В. О привязке космических снимков по орбитальным данным // Пробл. упр. и информ. — 2016. — № 6. — С. 120—132.
2. Лобанов А. Н. Фотограмметрия. — М.: Недра, 1984. — 552 с.
3. Пятак И. А. Задачи координатной привязки снимков, выполненных КА // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Сер. Ракетно-космічна техніка. — 2011. — Вип. 14. — С. 116—122.
4. Ткаченко А. И. О координатной привязке наземных объектов по космическим снимкам // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 65—72.
5. Ткаченко А. И. Алгоритмы согласования ориентации звездного датчика и камеры космического аппарата // Пробл. упр. и информ. — 2015. — № 3. — С. 116—126.

Стаття надійшла до редакції 15.06.2018

REFERENCES

1. Lebedev D. V. On the coordinate determination of space images by orbital data. *Problemy upravleniya i informatiki*, No. 6: 120—132 (2016) [in Russian].
2. Lobanov A. N. *Fotogrammetriya*. 552 p. (M: Nedra, 1984) [in Russian].
3. Piatak I. A. Zadachi koordinatnoy privyazki snimkov, vypolnennyh KA. *Visnyk Dnipropetrovskogo universytetu. Ser. Raketno-kosmichna tehnika*. Vyp. 14: 116—122 (2011) [in Russian].
4. Tkachenko A. I. On a geo-referencing of terrestrial objects using space snapshots. *Kosm. nauka tehnol.*, 21 (5): 65—72 (2015) [in Russian]. [in Russian].
5. Tkachenko A. I. Algorithms of the attitude matching of star tracker and camera of the spacecraft. *Problemy upravleniya i informatiki*, No. 3: 115—136 (2015) [in Russian].

Received 15.06.2018

О. І. Ткаченко

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України, Київ, Україна

КООРДИНАТНА ПРИВ'ЯЗКА НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ НА ОСНОВІ УМОВ КОМПЛАНАРНОСТІ

Розглядається задача координатної прив'язки невідомих наземних об'єктів як важливий аспект дистанційного зондування Землі з космосу. Для розв'язання згаданої задачі залучається бортова оптико-електронна система космічного апарата. Координатна прив'язка включає польотний етап — зйомку об'єктів з орбіти — і наземний етап — обробку знімків, переданих на Землю разом із синхронно отриманими показами зоряного давача і апаратури споживача GPS. Для обробки космічних знімків і супровідних даних мають бути розроблені спеціальні обчислювальні алгоритми. Мета пропонованої роботи — конструювання нових оригінальних алгоритмів координатної прив'язки. Такі алгоритми належить дослідити та порівняти зі створеними раніше методами аналогічного призначення. Запропонований тут алгоритм використовує два типи рівнянь вимірювання. Перший з цих типів — традиційна фотограмметрична умова компланарності. Другий тип рівнянь пов'язаний з компланарністю лінії візування об'єкта прив'язки, геоцентричного радіуса-вектора згаданого об'єкта і геоцентричного радіуса-вектора космічного апарата. Йдеться про те, що попередньо вказане розташування об'єкта координатної прив'язки відоме з точністю порядку 1—2 км або сотень метрів. Це дозволяє спрямувати оптичну вісь камери на окіл об'єкта координатної прив'язки так, щоб забезпечити захоплення цього об'єкта полем зору каме-

ри і прив'язку з точністю на рівні десятків метрів. При застосуванні поданого алгоритму до координатної прив'язки об'єкта, розташованого на трасі польоту космічного апарата, геоцентричний радіус-вектор такого об'єкта є слабко спостережуваним. Комп'ютерне моделювання показало задовільну точність запропонованого алгоритму для позиціювання об'єктів, розташованих відносно траси космічного апарата далі, ніж на 20...30 кілометрів вбік.

Ключові слова: космічний апарат, координатна прив'язка, зоряний давач, камера, об'єкт прив'язки, умова компланарності.

A. I. Tkachenko

International Research and Training Center for Information Technologies and Systems of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, Ukraine

A GEO-REFERENCING OF THE TERRESTRIAL OBJECTS ON THE BASIS OF COPLANARITY CONDITIONS

The problem of the geo-referencing of unknown terrestrial objects as an important aspect of remote sensing of the Earth from the space is considered. Onboard optical-electronic system of the low-Earth spacecraft is used for resolving the above-mentioned problem. The geo-referencing includes the flight stage as the shooting of objects from the orbit and the ground stage as the processing of images transmitted to the

ground altogether with the synchronously received indications of the star tracker and the equipment of GPS customer. Special computer algorithms should be elaborated for processing of the space snapshots and accompanying data. The purpose of proposed work is to construct new original algorithm for geo-referencing. Such an algorithm should be investigated and compared with the formerly developed methods of analogous destination. Two types of measuring equations are exploited in the construction of the proposed geo-referencing algorithm. The first of these types is the traditional photogrammetric coplanarity condition. The second one is associated with coplanarity of the geo-referencing object's line of sight, geocentric position vector of the above-mentioned object and geocentric position vector of the spacecraft. It is supposed that the preliminarily pointed location of the geo-referencing object is known with accuracy of the order of 1...2 km or hundreds of meters. This allows us to direct the camera's optical axis to the vicinity of the geo-referencing object in such a way that to be ensured that this object is captured by the field of view of the camera and the geo-referencing has accuracy of the order of tens of meters. While presented algorithm is applied to the geo-referencing of an object lying upon the spacecraft's flight trace, a geocentric position vector of such an object is weakly observable. Computer simulation had demonstrated satisfactory accuracy of proposed geo-referencing algorithms for positioning of objects which had lying further than 20...30 kilometers aside the spacecraft trace.

Keywords: spacecraft, geo-referencing, star tracker, camera, object of geo-referencing, coplanarity condition.

К. Г. Белоусов ¹, Д. Н. Свиначенко ², В. С. Хорошилов ¹,
Д. К. Мозговой ², Ю. И. Самсонова ¹, Д. А. Хмара ¹

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
имени М. К. Янгеля», Днепро, Украина

² Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепро, Украина

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДНЕВНЫХ И НОЧНЫХ СНИМКОВ ВИДИМОГО И ИНФРАКРАСНОГО ДИАПАЗОНОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ЛЕСНЫХ ПОЖАРОВ

Своевременное обнаружение лесных пожаров и достоверная оценка их масштабов, динамики и последствий является важной и актуальной задачей. Ее решение позволяет более эффективно организовать работу спасательных служб во время пожара, целенаправленно и продуктивно проводить мероприятия по ликвидации их последствий, а также принимать меры по их возможному предотвращению. В работе приведены результаты обработки и анализа многоспектральных спутниковых снимков низкого пространственного разрешения с целью оценки динамики и последствий лесных пожаров, возникших в октябре — декабре 2017 г. на территории штата Калифорния. По данным дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) видимого и инфракрасного диапазонов со спутников «Terra», «Aqua», «Suomi NPP» и «Sentinel-3» обнаружены очаги горения, исследована динамика лесных пожаров, определены границы выгоревших участков и рассчитана площадь пострадавшей территории. Качественная оценка достоверности обнаружения очагов пожаров (по дымовым шлейфам и по тепловым аномалиям), а также количественная оценка точности определения местоположения очагов пожаров были выполнены путем сравнения результатов обработки данных ДЗЗ со съемочных приборов MODIS, VIIRS и OLCI с результатами обнаружения пожаров в те же дни на той же территории, полученными с помощью специализированных веб-сервисов глобального спутникового обнаружения и мониторинга пожаров. Количественная оценка точности определения границ и площадей выгоревших участков была выполнена путем сравнения результатов обработки данных ДЗЗ со съемочных приборов низкого пространственного разрешения (приборы MODIS, VIIRS и OLCI) с результатами обработки бесплатных снимков среднего пространственного разрешения со спутников «Sentinel-2A/B» и «Landsat-7/8», снятых в тот же период на выбранной территории мониторинга и доступных в интернете. Показана возможность и целесообразность совместной обработки, анализа и интерпретации многоспектральных данных дневной съемки и панхроматических данных ночной съемки с целью повышения достоверности и оперативности обнаружения очагов горения, а также оценки динамики их распространения. Для повышения точности определения площадей и границ гарей необходимо использование данных ДЗЗ среднего пространственного разрешения со спутников «Landsat-7/8» и «Sentinel-2A/B», а также со спутника «Terra» (прибор ASTER).

Ключевые слова: мониторинг лесных пожаров, многоспектральные спутниковые снимки, обработка изображений.

ВВЕДЕНИЕ

Среди наиболее опасных и масштабных стихийных бедствий, ежегодно происходящих на Зем-

ле, лесные пожары занимают одно из первых мест наряду с наводнениями и землетрясениями по регулярности и площади распространения, а также по суммарному материальному и экологическому ущербу. Каждый год в разных странах возникают сотни лесных пожаров природного и

антропогенного происхождения, которые уничтожают миллионы гектаров леса, приводят к гибели животных и нарушению природных экосистем, а также к загрязнению атмосферы, так как в воздух при этом выбрасываются значительные объемы углекислого газа и продуктов сгорания древесины. Крупные лесные пожары зачастую вызывают разрушение жилых зданий, промышленных объектов и других элементов инфраструктуры, а в особо тяжелых случаях приводят даже к жертвам среди населения.

АКТУАЛЬНОСТЬ ТЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Несмотря на постоянное совершенствование средств и методов предотвращения, раннего обнаружения и борьбы как с самими пожарами, так и с их последствиями, ежегодно лесные пожары наносят огромные убытки и вызывают гибель сотен людей. Поэтому своевременное обнаружение лесных пожаров и достоверная оценка их масштабов, динамики и последствий является важной и актуальной задачей, решение которой позволяет более эффективно и оперативно организовать работу спасательных служб во время пожара, а также более целенаправленно и продуктивно проводить мероприятия по ликвидации их последствий и принимать, по возможности, меры по их предотвращению.

ФОРМУЛИРОВКА ПРОБЛЕМЫ

Традиционно используемые наземные методы обнаружения и контроля лесных пожаров, включающие автомобильное и вертолетное патрулирование, обладают рядом существенных недостатков, среди которых можно выделить такие:

- наличие рисков для жизни и здоровья личного состава (патрульных, пожарников, спасателей) непосредственно во время пожара;
- невозможность или низкая эффективность планирования работ, обусловленная невозможностью прогнозирования или внезапностью стихийного бедствия;
- большая площадь пострадавших территорий с множеством контролируемых участков, находящихся на большом расстоянии друг от друга;

- сложность доступа к пострадавшим объектам во время и после пожара, требующая использования спецтехники и подготовленного персонала;

- высокая скорость изменения границ пожара, требующая непрерывных или многократных периодических наблюдений.

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ

В настоящее время наиболее эффективным инструментом глобального и регионального мониторинга антропогенных и природных чрезвычайных ситуаций является спутниковая съемка [13–15]. Это обусловлено ее несомненными многочисленными преимуществами по сравнению с наземными методами наблюдений, среди которых можно выделить следующие [4, 5]:

- максимальная объективность и достоверность (спутниковые снимки позволяют полностью исключить ошибки людей, а также преднамеренное искажение или умалчивание важной информации);
- широкая обзорность и высокая информативность (возможно наблюдение любой, даже труднодоступной территории на Земле с охватом в тысячи километров);
- максимальная актуальность и высокая оперативность (съемка из космоса без задержки доставки данных пользователю — непосредственный прием на абонентские станции);
- высокая периодичность съемки (до нескольких снимков в сутки);
- междисциплинарность (использование одних и тех же снимков при решении широкого спектра научных и прикладных задач в интересах различных государственных структур и частных компаний);
- многоспектральный характер наблюдений (съемка в нескольких спектральных каналах в видимом и ИК-диапазонах);
- абсолютная безопасность (отсутствие рисков для здоровья и жизни людей по сравнению с наземными методами);
- высокая экономическая эффективность (существенно меньшие затраты по сравнению с наземными методами);

- максимальная доступность (простота получения данных и отсутствие юридических или политических барьеров);
- высокая конфиденциальность (скрытность съемки и минимизация рисков утечки информации).

Достоинства спутниковой съемки особенно ценны при обнаружении, контроле, ликвидации и оценке экономических и экологических последствий лесных пожаров [1, 2], поскольку основная проблема борьбы с пожарами заключается в сложности их своевременного обнаружения и мониторинга на огромных площадях (особенно на удаленных, малонаселенных и труднодоступных территориях).

НЕДОСТАТКИ ИЗВЕСТНЫХ МЕТОДОВ

Поскольку разработка, создание и эксплуатация систем спутникового мониторинга требуют значительных ресурсов (в первую очередь финансовых), то прикладное использование данных ДЗЗ до недавнего времени было доступно лишь государственным структурам и крупным коммерческим компаниям. Главным сдерживающим фактором была высокая стоимость требуемого технического, программного и информационного обеспечения, а также необходимость привлечения высококвалифицированных специалистов по обработке спутниковых снимков. Даже в минимальном варианте организации службы спутникового мониторинга на региональном уровне была необходима закупка дорогостоящих приемных станций, мощных компьютеров и лицензионного программного обеспечения, а также оплата ежегодных лицензий на непосредственный прием данных. Благодаря интенсивному развитию в последние годы высокоэффективных информационных и компьютерных технологий ситуация в сфере получения, обработки и использования данных ДЗЗ изменилась в лучшую сторону. Открытый и бесплатный доступ к многоспектральным спутниковым снимкам низкого и среднего пространственного разрешения, реализованный с помощью современных геоинформационных веб-сервисов [8, <https://eos.com/landviewer>, <https://worldview.earthdata.nasa.gov>],

позволяет проводить эффективный дистанционный контроль состояния лесных массивов на всей территории Земли с более высокой по сравнению с наземными методами оперативностью и обзорностью, а также с более низкой по сравнению с автомобильным и вертолетным патрулированием стоимостью и риском.

ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Основной задачей исследований является проведение качественной оценки информативности данных ДЗЗ видимого и ИК-диапазонов при съемке лесных пожаров со спутников «Тегга», «Аqua» (прибор MODIS), «Suomi NPP» (прибор VIIRS) и «Sentinel-3» (прибор OLCI) с целью оценки достоверности и оперативности обнаружения очагов горения и динамики их распространения, а также точности определения границ выгоревших территорий.

ВЫБОР РАЙОНА НАБЛЮДЕНИЙ

Для проведения спутникового мониторинга лесных пожаров, возникших в октябре–декабре 2017 г. была выбрана территория штата Калифорния, США. Это связано с тем, что в настоящее время США являются мировым лидером как по количеству ежегодно фиксируемых лесных пожаров, так и по площади пострадавших территорий. При этом штат Калифорния является одним из наиболее пожароопасных в части лесных пожаров несмотря на постоянное совершенствование средств и методов предотвращения, раннего обнаружения и борьбы как с самими пожарами, так и с их последствиями. Особенно актуальной проблема лесных пожаров в Калифорнии стала в последние годы в связи с усилившейся засухой — в 2015–2016 гг. в разных районах штата уже возникали крупные лесные пожары [6, 12].

ВЫБОР ИСТОЧНИКОВ ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Для дистанционного обнаружения и мониторинга активно действующих пожаров в мире существуют специальные службы, использующие

данные со спутников «Terra», «Aqua» (прибор MODIS) и NOAA (прибор AVHRR), обеспечивающих ежедневное многократное покрытие всей территории суши снимками низкого разрешения [3, 9]. В последнее время к ним добавились более новые спутники (таблица), имеющие более совершенные бортовые многоспектральные сканеры видимого и ИК-диапазонов, в том числе:

- спутник «Suomi NPP», разработанный в США (NASA/NOAA), имеющий бортовой съемочный прибор VIIRS (22 спектральных канала) [<http://rammb.cira.colostate.edu/projects/npp>];
- спутник «Sentinel-3», разработанный, изготовленный и запущенный Европейским космическим агентством (ESA) в рамках проекта Copernicus и имеющий в составе бортовой съемочной аппаратуры прибор SLSTR (29 спектральных каналов) [<https://sentinels.copernicus.eu/web/sentinel/missions/sentinel-3>].

МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ

Оценка информативности данных ДЗЗ видимого и ИК-диапазонов проводился путем качественного и количественного сравнения результатов обработки спутниковых снимков, полученных с различных съемочных приборов, имеющих близкие характеристики (в частности, радиометрическое, пространственное и

спектральное разрешение). Качественное сравнение проводилось в части визуализации и интерпретации спутниковых снимков, полученных в результате дневной и ночной съемки, а количественное — в части оценки точности автоматизированного определения местоположения очагов пожаров, а также границ и площадей выгоревших территорий.

Работы, проведенные в рамках исследований, включали следующие этапы обработки и анализа снимков:

- предварительные операции (выбор области интереса, требуемого диапазона дат съемки и набора спектральных каналов для заданных спутников, визуальный анализ);
- формирование по выбранной территории для заданного диапазона дат локального архива разновременных мультиспектральных (дневных) и панхроматических (ночных) снимков для каждого спутника;
- визуальное определение направления и дальности распространения дымовых шлейфов по RGB-композициям каналов видимого диапазона;
- автоматизированное обнаружение тепловых аномалий очагов пожаров по RGB-композициям каналов видимого и инфракрасного диапазонов, а также по данным ночной съемки (канал DNB);

Сравнительные характеристики спутниковых сканеров низкого пространственного разрешения, снимающих в видимом и ИК-диапазонах [<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions>]

Спутник / прибор	NOAA/ AVHRR	«Terra»/MODIS «Aqua»/MODIS	«Suomi NPP» / VIIRS	«Sentinel-3» / OLCI «Sentinel-3» / SLSTR
Обзорность, км	3000	2300	3000	1270 / 1400
Радиометрическое разрешение, бит	10	12	12	12
Пространственное разрешение для указанных спектральных каналов, м	1100	NIR — 250...1000 SWIR — 500 TIR — 1000	NIR — 375 SWIR — 750 TIR — 750	NIR — 300 SWIR — 500 TIR — 1000
Количество спектральных каналов	VNIR — 1 SWIR — 1 TIR — 2	VNIR — 6 SWIR — 3 TIR — 16	VNIR — 9 SWIR — 5 TIR — 7	VNIR — 21 SWIR — 5 TIR — 3

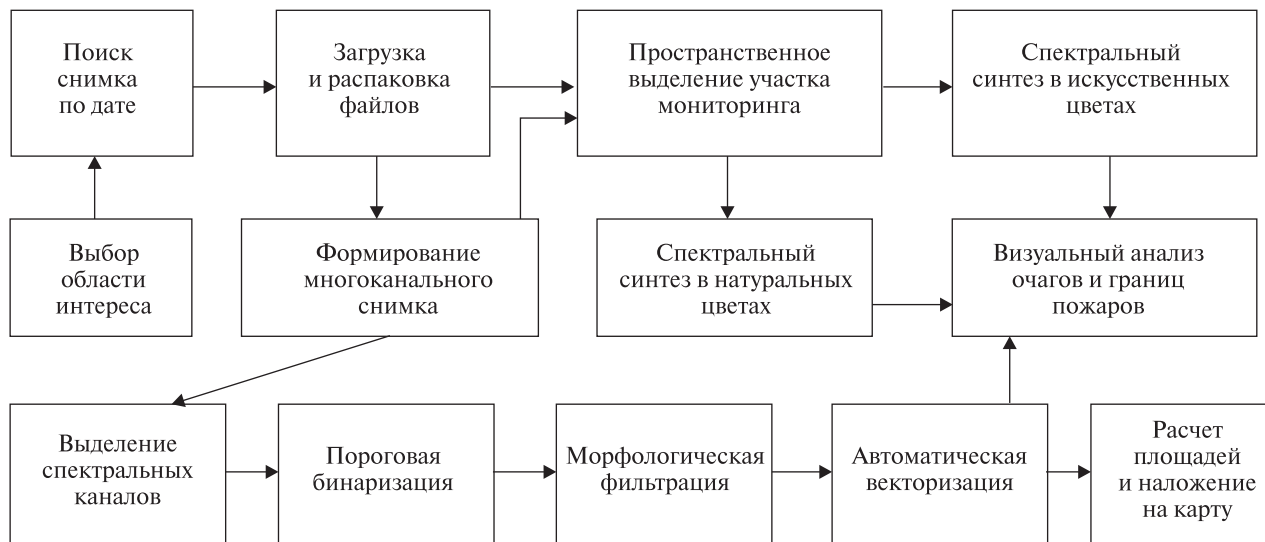


Рис. 1. Основные этапы обработки и анализа снимков

- фильтрацию и векторизацию обнаруженных очагов пожаров по дневным и ночным снимкам и отображение результатов на карте;
- векторизацию обнаруженных выгоревших территорий по каналам видимого и инфракрасного диапазонов и отображение результатов на карте;
- формирование тематической карты обнаруженных очагов пожаров и гарей;
- визуализация изменений на карте и экспорт в стандартные форматы.

Блок-схема последовательности выполнения основных этапов обработки и анализа снимков приведена на рис. 1.

Качественная оценка достоверности обнаружения очагов пожаров (по дымовым шлейфам и по тепловым аномалиям), а также количественная оценка точности определения местоположения очагов пожаров были выполнены путем сравнения результатов обработки данных ДЗЗ со съемочных приборов MODIS, VIIRS и OLCI с результатами обнаружения пожаров в те же дни на той же территории, полученными с помощью специализированных веб-сервисов глобального спутникового обнаружения и мониторинга пожаров. В данном случае была использована ежедневная глобальная карта пожаров и тепловых

аномалий, созданная по снимкам низкого пространственного разрешения со сканера MODIS [<http://fires.ru>].

Количественная оценка точности определения границ и площадей выгоревших участков была выполнена путем сравнения результатов обработки данных ДЗЗ со съемочных приборов низкого пространственного разрешения (MODIS, VIIRS и OLCI) с результатами обработки бесплатных снимков среднего пространственного разрешения со спутников «Sentinel-2-A/B» и «Landsat-7/8», снятых в тот же период на выбранной территории мониторинга и доступных в интернете.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

В процессе обработки дневных мультиспектральных снимков видимого и ИК-диапазонов со спутников «Terra», «Aqua», «Suomi NPP» и «Sentinel-3» были получены:

- RGB-композиции каналов видимого диапазона, используемые для определения направления и дальности распространения дымовых шлейфов (рис. 2 слева);
- RGB-композиции каналов видимого и инфракрасного диапазонов, используемые для обнару-

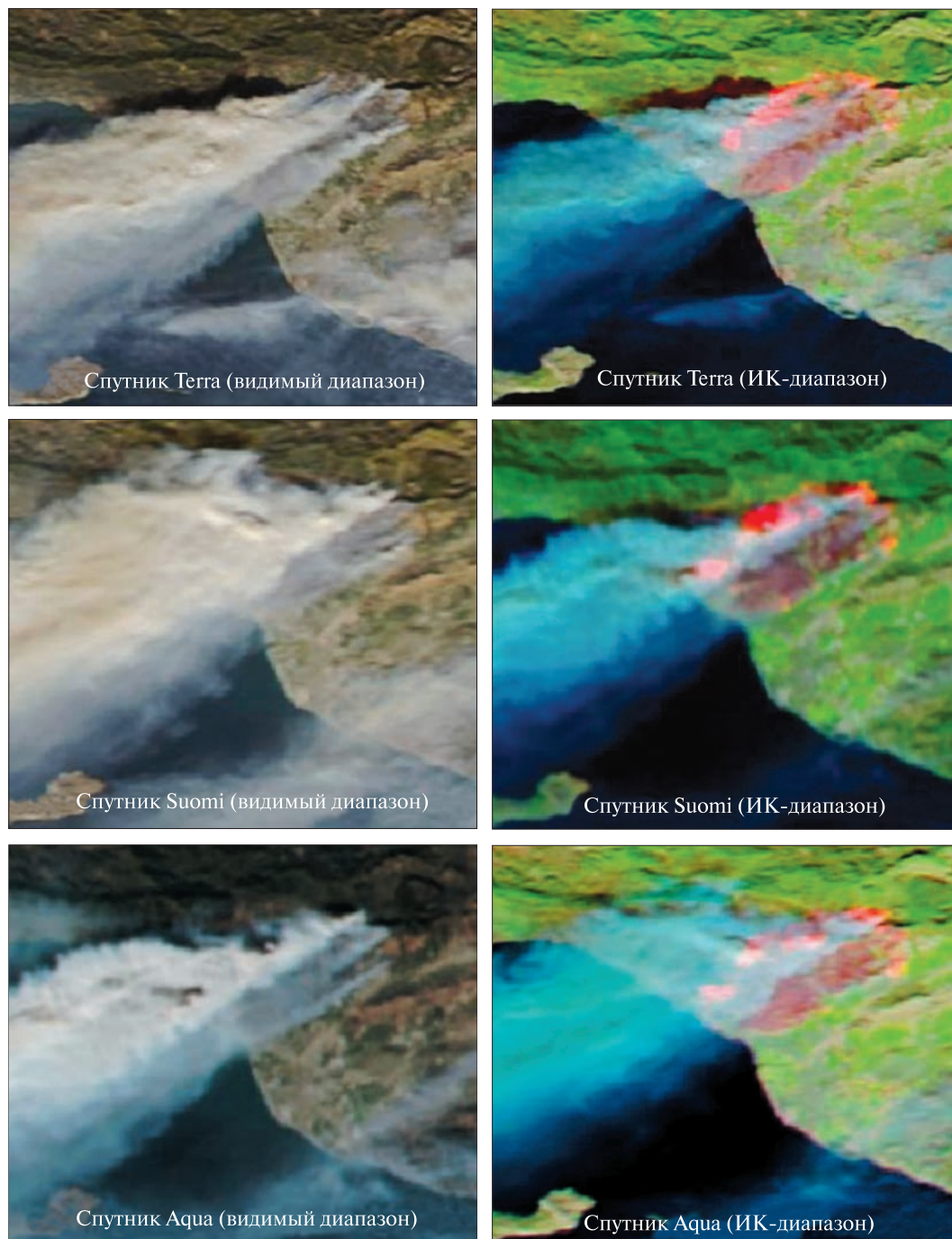


Рис. 2. Дневные снимки территории пожара за 5 декабря 2017 г.

ружения тепловых аномалий очагов пожаров и оценки площадей гарей (рис. 2 справа);

- векторный слой обнаруженных очагов пожаров, полученный по данным дневной съемки;
- векторный слой распознанных гарей (рис. 3);
- картосхемы динамики распространения пожаров и выгоревших участков по данным дневной съемки.

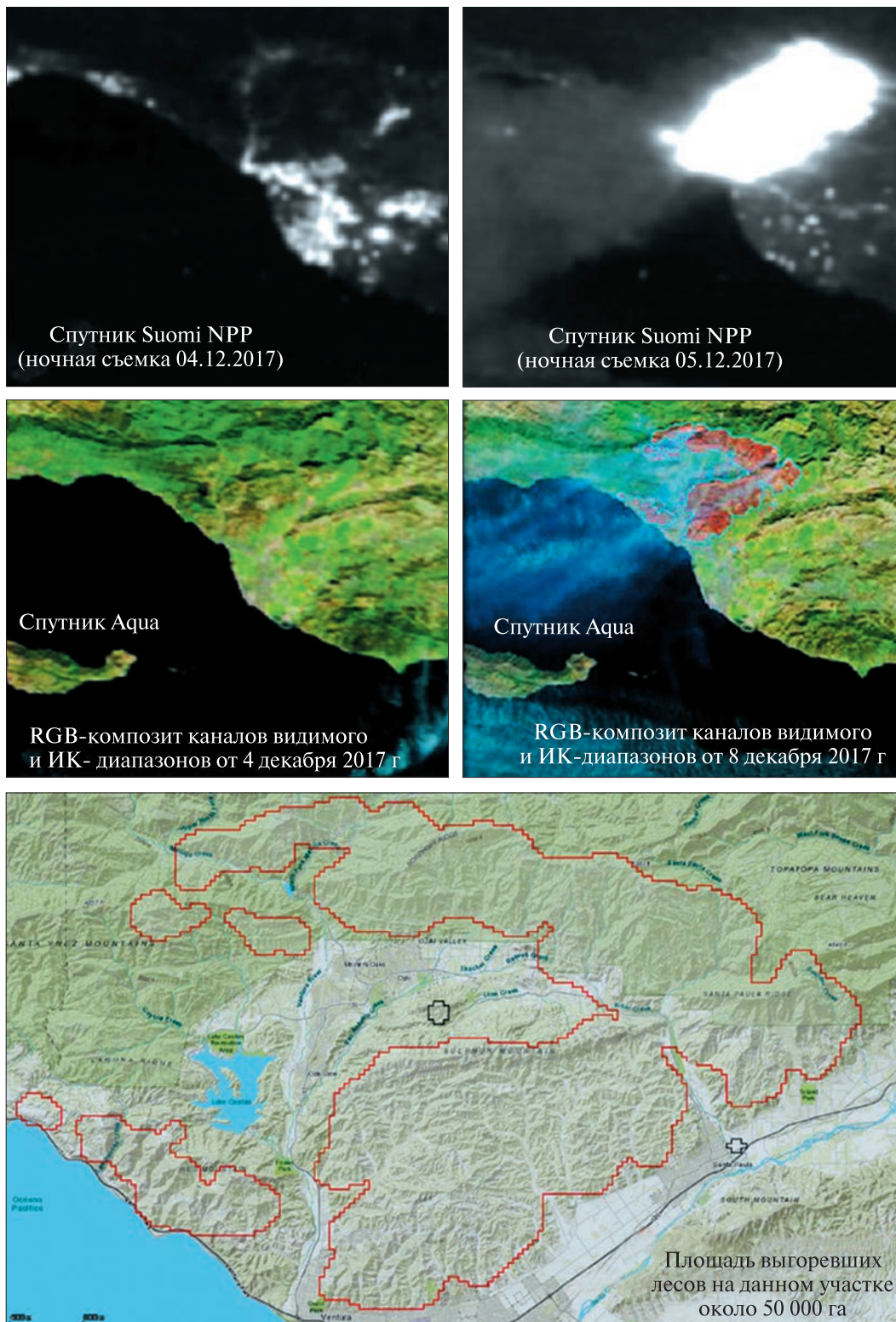


Рис. 3. Результаты обработки ночных и дневных снимков за 4—8 декабря 2017 г.

В процессе обработки ночных панхроматических снимков видимого и ИК-диапазонов (рис. 3 вверху) со спутника «Suomi NPP» (канал DNB) были получены:

- псевдоцветной композит панхроматического канала, полученный по данным ночной съемки на территории действующих пожаров;
- маска тепловых аномалий очагов пожаров, полученная по данным ночной съемки;
- векторный слой обнаруженных очагов пожаров, полученный по данным ночной съемки;
- картосхема динамики распространения пожаров.

Анализ результатов обработки снимков показал достаточно точную (для сканеров такого низкого разрешения) локализацию очагов пожаров по тепловым аномалиям как в каналах ИК-диапазона (дневная съемка), так и по источникам света в панхроматическом канале (ночная съемка). Границы выгоревших участков, полученные в результате обработки снимков низкого разрешения со спутников «Terra», «Aqua», «Suomi NPP» и «Sentinel-3», в большинстве случаев практически совпадали с результатами обработки снимков среднего разрешения, сделанных в те же даты со спутников «Sentinel-2A/B» и «Landsat-7/8». При этом погрешность определения местоположения границ выгоревших участков была на уровне двух-трех пикселей исходного снимка (например, для сканера MODIS она составляет 500...750 м), т. е. достаточной для предварительных оценок. Оперативность съемки для такой обширной территории также была достаточно высокая — за одни сутки снимаются четыре дневных и один ночной снимок.

Основные преимущества использования современных геоинформационных веб-сервисов [10] для дистанционного обнаружения и мониторинга активно действующих пожаров следующие:

- бесплатный доступ многоспектральным спутниковым снимкам низкого и среднего пространственного разрешения;
- высокая экономическая эффективность (не требуется закупка мощных компьютеров и дорогостоящего программного обеспечения);

- программная и аппаратная независимость, что позволяет использовать данный веб-сервис на мобильных устройствах;

- работа непосредственно в браузере, что не требует дополнительного программного обеспечения, устанавливаемого у клиента;

- результаты обработки снимков хранятся на сервере, что позволяет всем клиентам пользоваться веб-сервисом независимо от их места нахождения;

- минимальные требования к уровню подготовки пользователей (нет необходимости тратить время на изучение больших и сложных программных пакетов).

Область практического применения современных геоинформационных веб-сервисов для проведения регулярного автоматизированного спутникового мониторинга лесных пожаров достаточно обширна, поскольку она позволяет более эффективно и оперативно организовать, выполнять и контролировать работу представителей различных служб на этапах предупреждения, обнаружения и ликвидации последствий лесных пожаров [7]. Пользователями такой системы могут быть представители различных ведомств, в том числе:

- государственные службы (лесники, спасатели, полиция, экологи, муниципальные службы и др.);

- коммерческие структуры (страховые компании, туристические агентства, строительные фирмы, транспортные компании и др.);

- телерадиокомпании и др. средства массовой информации;

- население, проживающее вблизи территорий, пострадавших от лесных пожаров.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В ОБРАЗОВАТЕЛЬНОМ ПРОЦЕССЕ

Материалы исследований использованы при подготовке лекционных и лабораторных занятий, включенных в состав учебно-методического комплекса «Спутниковый мониторинг пожаров с использованием данных ДЗЗ низкого пространственного разрешения видимого и ИК-диапазонов», который преподается студентам старших курсов Днепровского национального

университета имени Олеся Гончара в рамках учебной дисциплины «Системы ДЗЗ», а также используется ими при написании курсовых и дипломных работ [11].

НАПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНЕЙШИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

С целью повышения эффективности спутникового мониторинга лесных пожаров ведутся работы по следующим направлениям:

- повышение информативности используемых данных ДЗЗ видимого и ИК-диапазонов (в первую очередь детальности) за счет дополнительного использования спутниковых снимков среднего пространственного разрешения со спутников «Landsat-7/8» и «Sentinel-2A/B», а также данных радиометра ASTER, установленного на спутнике «Терра»), что необходимо для более точного определения очагов пожаров, площадей и границ выгоревших территорий;

- повышение оперативности получения данных ДЗЗ путем использования, кроме спутниковых снимков видимого и ИК-диапазонов, имеющих ограничения на облачность и освещенность, данных всепогодной радарной съемки (например, снимков С-диапазона со спутников «Sentinel-1A/B», разработанных, изготовленных и запущенных Европейским космическим агентством в рамках проекта Copernicus).

ВЫВОДЫ

Сравнение информативности данных ДЗЗ видимого и ИК-диапазонов при съемке лесных пожаров показало достаточно высокие радиометрические характеристики и пространственное разрешение многоспектральных снимков, полученных с бортовых сканеров спутников «Терра», «Аква» (прибор MODIS), «Suomi NPP» (прибор VIIRS) и «Sentinel-3» (прибор OLCI). Несмотря на различное пространственное и спектральное разрешение указанных съемочных приборов, они обеспечивают достаточно близкие качественные и количественные показатели, как в части качества визуализации и интерпретации снимков, так и в части достоверности выявления очагов пожаров и точности автоматизированного определения местоположения границ выгоревших терри-

торий. По результатам исследований можно сделать вывод о возможности и целесообразности совместной обработки, анализа и интерпретации многоспектральных данных дневной съемки и панхроматических данных ночной съемки с целью повышения достоверности и оперативности обнаружения очагов горения, а также оценки динамики их распространения. Для повышения точности определения площадей и границ гарей необходимо использование данных ДЗЗ среднего пространственного разрешения со спутников «Landsat-7/8» и «Sentinel-2A/B», а также со спутника «Терра» (прибор ASTER).

ЛИТЕРАТУРА

1. Бабанина А. В., Мозговой Д. К. Спутниковый мониторинг лесных пожаров // XVIII Міжнар. наук.-практ. конф. «Людина і Космос»: 36. тез. — Дніпро, 2016. — С. 351.
2. Волкова А. А., Мозговой Д. К. Мониторинг торфяных пожаров с использованием спутниковых снимков // XVIII Міжнар. наук.-практ. конф. «Людина і Космос»: 36. тез. — Дніпро, 2016. — С. 352.
3. Мозговой Д. К. Использование данных MODIS и ASTER для решения актуальных прикладных задач // Междунар. науч.-практ. конф. «Стратегические решения информационного развития экономики и общества»: Тез. докл. — п. Научный, Крым, 2013. — С. 1131—14.
4. Мозговой Д. К. Обработка спутниковых снимков при решении прикладных задач // Междунар. науч.-практ. форум «Наука и бизнес»: Тез. докл. — Днепрпетровск, 2015. — С. 191—194.
5. Мозговой Д. К., Васильев В. В. Мониторинг вырубок лесов по космоснимкам // Прилади та методи контролю. — 2016. — № 31. — С. 75—86.
6. Мозговой Д. К., Васильев В. В. Оценка последствий лесных пожаров по данным ДЗЗ // Информ. системи, механіка та керування. — 2016. — № 14. — С. 42—52.
7. Мозговой Д. К., Васильев В. В. Мониторинг природных и антропогенных процессов с помощью веб-сервиса Landsat Viewer // Вісник ДНУ. Сер. Ракетно-космічна техніка. — 2016. — 24, № 4. Вип. 13. — С. 95—101.
8. Мозговой Д. К., Васильев В. В., Черненко М. В. Геоинформационные веб-сервисы EOS DA // Междунар. науч.-практ. форум «Наука и бизнес». — Днепр, 2016. — С. 54—61.
9. Мозговой Д. К., Кравец О. В. Использование данных MODIS для экологического мониторинга и контроля чрезвычайных ситуаций // Екологія та ноосферологія. — 2009. — 20, № 1—2. — С. 84—89.

10. Мозговой Д. К., Чорненко М. В. Геоинформационные веб-сервисы онлайн обработки спутниковых снимков // Вісник ДНУ. Сер. Ракетно-космічна техніка. — 2016. — 24, № 4. Вип. 13. — С. 89—95.
 11. Dolinets J., Mozgovoy D. Training of specialists in the field of Earth remote sensing // Acta Astronautica. — 2009. — N 64. — P. 75—80.
 12. Hnatushenko V. V., Hnatushenko Vik. V., Mozgovoy D. K., Vasiliev V. V. Satellite technology of the forest fires effects monitoring // Sci. Bull. Nat. Mining University. — 2016. — N 1.
 13. Hnatushenko V. V., Mozgovoy D. K., Vasyliiev V. V., Kavats O. O. Satellite monitoring of consequences of Illegal extraction of Amber in Ukraine. — URL: <http://www.nvngu.in.ua/index.php/en/component/jdownloads/finish/67-02/8619-02-2017-hnatushenko/0>.
 14. Mozgoviy D. K., Parshina O. I., Voloshin V. I., Bushuev Y. I. Remote sensing and GIS application for environmental monitoring and accidents control in Ukraine // Geographic Uncertainty in Environmental Security / Ed. by Ashley Morris, Svitlana Kokhan. — Dordrecht: Springer, 2007. — P. 259—270.
 15. Hnatushenko V. V., Mozgovoy D. K., Vasyliiev V. V. Satellite monitoring of deforestation as a result of mining. — URL: <http://www.nvngu.in.ua/index.php/en/monographs/1489-engcat/ar-chive/2017-eng/contents-5-2017/environmental-safety-labour-protection/4138-satellite-monitoring-of-deforestation-as-a-result-of-mining>.
- Стаття надійшла до редакції 31.08.2018*
- REFERENCE
1. Babanina A. V., Mozgovoy D. K.. Sputnikoviy monitoring lesnyh pozharov. XVIII Mizhnar. nauk.-prakt. konf. «Lyudina i Kosmos»: Zb. tez., 351 (2016).
 2. Volkova A. A., Mozgovoy D. K. Monitoring torfyanyh pozharov s ispol'zovaniem sputnikovyh snimkov. XVIII Mizhnar. nauk.-prakt. konf. «Lyudina i Kosmos»: Zb. tez. , 352 (2016).
 3. Mozgovoy D. K. Ispol'zovanie dannyh MODIS i ASTER dlya resheniya aktual'nyh prikladnyh zadach. Mezhdunar. nauch.-prakt. konf. «Strategicheskie resheniya informacionnogo razvitiya ehkonomiki i obshchestva»: Tez. dokl. Nauchnyj, Krym, 113—114 (2013).
 4. Mozgovoy D. K. Obrabotka sputnikovyh snimkov pri reshenii prikladnyh zadach. Mezhdunar. nauch.-prakt. forum «Nauka i biznes»: Tez. dokl., Dnepropetrovsk, 191—194 (2015).
 5. Mozgovoy D. K., Vasil'ev V. V. Monitoring vyrubok lesov po kosmosnimkam. Priladi ta metodi kontrolyu. Nauk.-tekh. zb., N 31, 75—86 (2016).
 6. Mozgovoy D. K., Vasil'ev V. V. Ocenka posledstvij lesnyh pozharov po dannyh DZZ. Informacijni sistemi, mekhanika ta keruvannya. Nauk.-tekh. zb. N 14, 42—52 (2016).
 7. Mozgovoy D. K., Vasil'ev V. V. Monitoring prirodnyh i antropogennyh processov s pomoshch'yu veb-servisa Landsat Viewer. Visnik DNU. Raketno-kosmichna tekhnika, Vip. 13, 24 (N 4). 95—101 (2016).
 8. Mozgovoy D. K., Vasil'ev V. V., Chernenko M. V. Geoinformacionnye veb-servisy EOS DA. Mezhdunarodnyj nauchno-prakticheskij forum «Nauka i biznes», Dnepr, 54—61 (2016).
 9. Mozgovoy D. K., Kravec O. V. Ispol'zovanie dannyh MODIS dlya ehkologicheskogo monitoringa i kontrolya chrezvychajnyh situacij. Ekologiya ta noosferologiya. Naukovij zhurnal. 20 (N 1-2). 84—89 (2009).
 10. Mozgovoy D. K., Chornenko M. V. Geoinformacionnye veb-servisy onlajn obrabotki sputnikovyh snimkov. Visnik DNU. Raketno-kosmichna tekhnika. Vip. 13, 24 (N 4). 89—95 (2016).
 11. Dolinets J., Mozgovoy D. Training of specialists in the field of Earth remote sensing. Acta Astronautica, N 64. 75—80 (2009).
 12. Hnatushenko V. V., Hnatushenko Vik V., Mozgovoy D. K., Vasiliev V. V. Satellite technology of the forest fires effects monitoring. Scientific Bulletin of National Mining University, N 1 (2016). — <http://nvngu.in.ua/index.php/en/component/jdownloads/viewdownload/59/8445>.
 13. Hnatushenko V. V., Mozgovoy D. K., Vasyliiev V. V., Kavats O. O. Satellite Monitoring of Consequences of Illegal Extraction of Amber in Ukraine — <http://www.nvngu.in.ua/index.php/en/component/jdownloads/finish/67-02/8619-02-2017-hnatushenko/0>.
 14. Mozgoviy D. K., Parshina O. I., Voloshin V. I., Bushuev Y. I. Remote Sensing and GIS Application for Environmental Monitoring and Accidents Control in Ukraine. Geographic Uncertainty in Environmental Security / Ed. by Ashley Morris, Svitlana Kokhan. — Dordrecht: Springer, Published with NATO Public Diplomacy Division, 259—270 (2007).
 15. Hnatushenko V. V., Mozgovoy D. K., Vasyliiev V. V. Satellite monitoring of deforestation as a result of mining — <http://www.nvngu.in.ua/index.php/en/monographs/1489-engcat/ar-chive/2017-eng/contents-5-2017/environmental-safety-labour-protection/4138-satellite-monitoring-of-deforestation-as-a-result-of-mining>.
- Received 31.08.2018*

К. Г. Білоусов¹, Д. М. Свиarenко², В. С. Хорошилов¹,
Д. К. Мозговой², Ю. І. Самсонова¹, Д. О. Хмара¹

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» імені М. К. Янгеля, Дніпро, Україна
² Дніпропетровський національний університет
імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

ВИКОРИСТАННЯ ДЕННИХ І НІЧНИХ ЗНІМКІВ ВИДИМОГО ТА ІНФРАЧЕРВОНОГО ДІАПАЗОНІВ ДЛЯ МОНІТОРИНГУ ЛІСОВИХ ПОЖЕЖ

Своєчасне виявлення лісових пожеж та достовірні оцінки їхніх масштабів, динаміки і наслідків є важливим і актуальним завданням. Його рішення дозволяє більш ефективно організувати роботу рятувальних служб під час пожежі, цілеспрямовано і продуктивно проводити заходи щодо ліквідації їхніх наслідків, а також вживати заходів з їхнього запобігання. У роботі наведені результати обробки та аналізу багатоспектральних супутникових знімків низького просторового розрізнення з метою оцінки динаміки і наслідків лісових пожеж, що виникли в жовтні — грудні 2017 р. на території штату Каліфорнія. За даними дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) видимого та інфрачервоного діапазонів із супутників «Терра», «Аква», «Suomi NPP» і «Sentinel-3» виявлено осередки горіння, досліджено динаміку лісових пожеж, визначено межі вигорілих ділянок і розраховано площу постраждалої території. Якісна оцінка достовірності виявлення осередків пожеж (за димовими шлейфами і за тепловими аномаліями), а також кількісна оцінка точності визначення місця розташування осередків пожеж були зроблені шляхом порівняння результатів обробки даних ДЗЗ зі знімальних приладів MODIS, VIIRS і OLCI із результатами виявлення пожеж у ті ж дні на тій же території, отриманими за допомогою спеціалізованих веб-сервісів глобального супутникового виявлення і моніторингу пожеж. Кількісну оцінку точності визначення меж і площ вигорілих ділянок було виконано шляхом порівняння результатів обробки даних ДЗЗ зі знімальних приладів низького просторового розрізнення (прилади MODIS, VIIRS і OLCI) із результатами обробки безкоштовних знімків середнього просторового розрізнення зі супутників «Sentinel-2A/B» і «Landsat-7/8», знятих в той же період на обраній території моніторингу і доступних у інтернеті. Показано можливість і доцільність спільної обробки, аналізу та інтерпретації багатоспектральних даних денної зйомки і панхроматичних даних нічної зйомки з метою підвищення достовірності та оперативності виявлення осередків горіння, а також оцінки динаміки їхнього поширення. Для підвищення точності визначення площ і меж вигорілих ділянок необхідне використання даних ДЗЗ середнього просторового розрізнення із супутників «Landsat-7/8» і «Sentinel-2A/B», а також з супутника «Терра» (прилад ASTER).

Ключові слова: моніторинг лісових пожеж, багатоспектральні супутникові знімки, обробка зображень.

К. G. Bilousov¹, D. N. Svinarenko², V. S. Khoroshilov¹,
D. K. Mozgovy², Y. I. Samsonova¹, D. O. Khmara¹

¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro, Ukraine
² Oles Honchar National University of Dnipro,
Dnipro, Ukraine

THE USE OF VISIBLE AND INFRARED DAY-TIME AND NIGHT-TIME IMAGES FOR FOREST FIRES' MONITORING

Timely detection of forest fires and reliable assessment of their size, dynamics, and consequences is an important and crucial point. Solving this problem would allow organizing rescue services during a fire more effectively and quickly. Operability and reliability of information make the activities on mitigation their consequences more task-oriented and effective and implement prevention measures more surely. Here, we present the results of processing and analysis of multi-spectral satellite images of low spatial resolution to assess the dynamics and consequences of the forest fires that happened in October-December 2017 on the territory of California. Based on the ERS data of visible and IR range from Terra, Aqua, Suomi NPP and Sentinel-3 satellites, the fire sources were revealed, the forest fire dynamics was investigated, the boundaries of burnt-out localities were determined, and the area of affected territories was calculated. A qualitative assessment of reliability of detecting the fire sources (based on smoke plumes and heat anomalies) and a quantitative assessment of the accuracy of determination of fire sources' locations were made by comparing the results of processing the ERS data from MODIS, VIIRS and OLCI imagers with the results of fire detecting on the same days in the same territory obtained using specialized web-services of global satellite fire detection and monitoring. A quantitative assessment of the accuracy of determination of boundaries and areas of burnt-out localities was made by comparing the results of processing the ERS data from low-resolution imagers (MODIS, VIIRS and OLCI) with the results of processing the charge-free medium-resolution images from Sentinel-2A/B and Landsat-7/8 satellites made in the same period in the selected monitored territory and available online. The feasibility and expediency of joint processing, analysis, and interpretation of multi-spectral day-time imaging data and panchromatic night-time imaging data are shown with the aim of increasing the reliability and timeliness of detecting fire sources and assessing the dynamics of fire propagation. To increase the accuracy of determination of areas and boundaries of burnt-out localities, it is necessary to use the medium-resolution ERS data from Landsat-7/8 and Sentinel-2A / B satellites and from Terra satellite (ASTER imager).

Keywords: forest fires monitoring, multi-spectral satellite images, images processing.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.041>

УДК 550.388.2+520.6.05+534-6+520.27

Ю. О. Селіванов, Ю. Г. Рапопорт, О. К. Черемних

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

ІОНОСФЕРНИЙ ВІДГУК НА АКУСТИЧНУ ДІЮ ЗА ДАНИМИ МІКРОСУПУТНИКІВ DEMETER ТА «ЧИБИС-М»

Активні наземно-космічні експерименти, виконані Інститутом космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІКД), Львівським центром Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ЛЦ ІКД) та Фізико-механічним інститутом Національної академії наук України (ФМІ) у 2013 р. (з залученням мікросупутника «Чибис-М»), а у 2005 р. — ЛЦ ІКД спільно з ФМІ (з залученням мікросупутника DEMETER) були присвячені вивченню програмованого інфразвукового впливу на іоносферу Землі від акустичного джерела штучного походження. В даній роботі зосереджено увагу на вимірюваннях, виконаних вказаними супутниками під час активної дії наземного акустичного генератора. Дано описання специфіки експериментів, відповідних до цього методів аналізу даних, наведено деякі результати аналізу. Аналіз записів супутникових вимірювань низькочастотних варіацій електричного та магнітного полів в іоносфері на висотах 420 км (МС «Чибис-М») та 710 км (МС DEMETER) дозволив виявити проходження супутників крізь локалізовані області збудження, що відрізняються від оточуючого середовища іншою просторово-часовою варіабельністю. Аналіз просторово-часових зв'язків, які існували під час експериментів, дозволив інтерпретувати деякі із знайдених подій як кандидатів до збуджень, викликаних дією акустичного випромінювання наземного керованого акустичного випромінювача. Аналіз даних виконувався за допомогою реалізації методів ковзного нормованого медіанного абсолютного відхилення, вейвлетної ентропії у ковзному вікні та мультифрактального аналізу. Вироблено рекомендації щодо подальших етапів аналізу. Створене методичне та програмне забезпечення буде використано в дослідженнях космічного проекту «Іоносат-Мікро».

Ключові слова: активні наземно-космічні експерименти, іоносфера, програмований інфразвуковий вплив, наземний акустичний генератор, сучасні методи аналізу даних.

ВСТУП

Проблема вивчення взаємодії низькочастотних акустичних хвиль природного або штучного походження з іоносферою Землі набуває все більшої важливості з огляду на поширення таких небезпечних природних явищ, як потужні циклони, землетруси, виверження вулканів і різних техногенних катастроф [1, 21, 22, 28]. Останнім часом дослідники взяли до розгляду й такі потужні джерела можливого акустичного впливу на іоносферу: штатні та аварійні скидання води на потужних гідроелектростанціях [15], так звані «вітрові ферми» [14], де

на відносно невеликій площі зосереджено десятки вітроелектрогенераторів. До того ж інтенсивні бойові дії з використанням сучасного артилерійського та ракетного озброєння здійснюють хімічні (аерозольні) та, можливо, акустичні впливи на верхні шари атмосфери [7, 18]. Про актуальність проблеми свідчить збільшення кількості наукових публікацій [27—29] та увага, що приділяється останніми роками з боку відомств США, Китаю та РФ до таких досліджень [13]. Але слід зазначити, що всі вказані наукові роботи присвячені в основному вивченню впливу інфразвуку на іоносферу Землі від некерованих джерел, причому переважно природного походження.

© Ю. О. СЕЛІВАНОВ, Ю. Г. РАПОПОРТ, О. К. ЧЕРЕМНИХ, 2018

На відміну від цього ми вивчали програмований інфразвуковий вплив на іоносферу Землі за допомогою акустичного джерела штучного походження, як це мало місце у дослідженнях при проведенні активних наземно-космічних експериментів Інститутом космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України (ІКД), Львівським центром Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України (ЛЦ ІКД) та Фізико-механічним інститутом Національної академії наук України (ФМІ). Схеми експериментів та отримані результати достатньо вичерпно описані в низці публікацій [2, 4, 5, 22]. Одержані в керованих експериментах результати досліджень щодо впливу на верхні шари атмосфери та іоносферу певним чином сформованих інфразвукових хвиль від потужних технічних випромінювачів можуть бути ефективно використані при моделюванні дії на іоносферу інфразвуку від природних джерел небезпеки та техногенних катастроф. Крім того, як зазначено у роботах [5, 22], ми звертаємо увагу на фундаментальний характер, який набувають такі дослідження з огляду на розв'язання задачі визначення характеристик наземного сигналу та визначення його мінімальної потужності, за якої все ще є наявний відгук іоносфери, тобто задачі про ефективність впливу. Задача про оптимізацію поширення до іоносфери акустичного сигналу вже розглядається, але в дещо протилежному аспекті — щодо пошуку оптимальних параметрів атмосфери для зменшення енергетичних втрат сигналу на шляху до іоносфери [3]. В наших дослідженнях виявилось, наприклад, що до числа параметрів, за рахунок яких можна оптимізувати поширення акустичного сигналу до іоносфери, слід віднести також вид статистичного розподілу його фазових характеристик. Одним з позитивних наслідків такого дослідження може бути методика оцінювання «іоносферної ефективності» природних та техногенних акустичних джерел.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Ми виходимо з того припущення, що відгук іоносфери на акустичну дію є її той чи інший не-

стабільний стан, у якому деякий час перебуває певна локальна область іоносфери. На сьогодні маємо досить великий масив інформації щодо явищ, спричинених акустичним впливом на іоносферу [1, 12, 16, 19]. В наших дослідженнях ми використовували уявлення про іоносферу як про «чутливий індикатор потужних процесів у нижній атмосфері та іоносфері», що було сформульоване в 2007—2008 рр. та описане у наших роботах [6, 21, 23, 24]. Але у випадку наземного акустичного генератора ЛЦ ІКД випромінювана енергія на один — чотири порядки величини менша за енергію землетрусу чи ядерного вибуху. Фактично генератор працює на межі «акустичного вікна прозорості» атмосфери, а його ефективність щодо іоносфери, як це було з'ясовано в експериментах та моделюванні, визначається застосованою в ньому каскадною схемою перетворення частот акустичного пакету при його поширенні до іоносфери [22].

Найбільш детальний відомий нам виклад ситуації з акустоіоносферними збуреннями зроблено в роботі В. В. Кошового [16], що базується на спостереженнях іоносфери за допомогою радіотелескопа УРАН-3 під час роботи такого ж акустичного генератора, який був використаний в наших експериментах. Було знайдено, що вплив є, а детектовані іоносферні ефекти, викликані низькочастотною акустичною хвилею від наземного керованого генератора, у першу чергу включають: короткочасне локальне зростання прозорості іоносфери для випромінювання від космічних джерел, зміни просторової структури та характерних розмірів маломасштабних неоднорідностей у певній області іоносфери, формування рухомих іоносферних неоднорідностей з різними швидкостями поширення.

Цікаві також викладені в цій роботі спостереження руху іоносферних збурень з вертикальною швидкістю порядку швидкості звуку. Разом з тим відмітимо, що згадані ефекти стосуються висот 100...300 км, що нижче типових орбіт дослідницьких супутників.

У роботі О. А. Похотелова з колегами [19] порівнюються результати супутникових вимірювань акустичних збурень іоносфери від двох

наземних вибухів з енергією в 1 тону TNT (слабке джерело з енергією 4.2 ГДж) та 4.8 кілотонн TNT (досить потужне джерело, 20 ТДж). Вважалося, що в першому випадку вдасться дослідити лінійні ефекти від слабого впливу, тоді як в другому — нелінійні ефекти потужного вибуху. Експеримент продемонстрував, що акустичний фронт генерує в іоносфері структуру маломасштабної турбулентності. У роботі зазначається, що збудження іоносферної турбулентності спостерігалось не лише в області над точкою вибуху, а і на відстанях порядку декілька сотень кілометрів від неї. На висотах спорадичного E_s -шару в цій області спостерігалась фрагментація неоднорідностей до типових просторово-часових масштабів, таких як 2...10 км та 1...2 с. Турбулізація плазми також спостерігалась в області, розташованій в нижній частині F -шару. Для пояснення механізму формування турбулентності у F -шарі у роботі [19] пропонувались два процеси. Один з них пов'язаний з турбулізацією нейтрального компонента іоносфери. Вірогідний район генерації турбулентності може лежати на висотах, де нелінійні акустичні пучки фокусуються. Другий же механізм, згідно з роботою [19], може спричинятись передачею турбулентного руху з динамо-області певними вертикально спрямованими струмами. Цьому механізму на основі інтерпретації спостережень та моделювання віддають перевагу також автори недавньої роботи [8], вказуючи на паралельні струми, що поширюються вздовж магнітного поля. Під час прольоту супутника крізь область, що відповідає «магнітній силевій трубці», пов'язаній з місцем вибуху (що проходить через низ іоносфери над місцем вибуху), було детектовано «шумову пляму», що містила низькочастотну (50...5000 Гц) електростатичну турбулентність. Формування такої «шумової плями», як вказано у роботі [8], було підтверджено і іншими експериментами, також були оцінені розміри «плями». Її початковий діаметр звичайно складав близько 200 км (принаймні для потужних вибухів) з центруванням на силевій трубці. Магнітні компоненти таких коливань, як правило, були дуже малі, тому збудження роз-

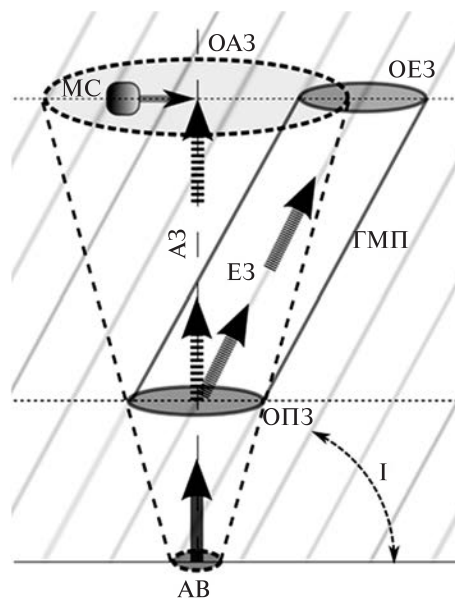


Рис. 1. Гіпотетична конфігурація зони експерименту: АВ — наземний акустичний випромінювач, ОПЗ — область первинного збурення в E -шарі іоносфери, АЗ — акустичне збурення, що поширюється в напрямку орбіти мікросупутника (МС), ОАЗ — гіпотетична область акустичного збурення на висоті орбіти МС, ЕЗ — електродинамічне збурення, що розповсюджується від ОПЗ вздовж силових ліній геомагнітного поля (ГМП), ОЕЗ — гіпотетична область ЕЗ на висоті орбіти МС, І — нахил ГМП, циліндр з основами ОПЗ та ОЕЗ — «силева трубка акустичного збурення»

глядалися як електростатичні. Згідно з вимірюваннями коливання в околі магнітної трубки вибуху тривали до 35 хв після вибуху. У вказаній роботі також описано випадки, коли такі коливання в E -області з часом поширювались у радіальному напрямку («розпливання плями»).

Оскільки досі експерименти з наземним генератором не спрямовувались на вимірювання просторових структур в області очікуваного іоносферного відгуку, ми не можемо вважати властивості таких структур відомими. У такій ситуації наша основна гіпотеза зводиться до того, що область іоносферного відгуку повинна відрізнятися за критерієм нестійкості від навколишньої іоносфери. Тобто, статистика флуктуацій полів, які вимірюються супутником при прольоті через (гіпотетичну) область відгуку, повинна змінюва-

тись. Виходячи з результатів згаданих вище робіт, в нашій інтерпретації вимірювань ми розглядаємо гіпотетичну конфігурацію зони експерименту, зображену на рис. 1.

Слід зазначити, що ОАЗ буде мати скінченний розмір через те, що акустичні промені будуть відбиватись вниз на висоті, порівняній з ОПЗ, внаслідок наявності в атмосфері шару з градієнтом температури. Промені, що проходять вище, будуть належати конусу з кутом розкриття приблизно 40° .

Основне завдання, яке ми ставимо перед собою в цій роботі, полягає в тому, щоб орієнтовно оцінити розміри областей ОАЗ і ОЕЗ, їхнє можливе розташування та характер зміни флуктуацій електричного і магнітного полів в них. Ще одне припущення полягає в тому, що при розширенні області ОПЗ відбудеться розширення області передачі збурень ЕЗ, що призведе до збільшення області ОЕЗ.

ВІДБІР ДАНИХ

Дослідження, стисло описані в даній роботі, базуються на накопичених за майже три десятиліття великих обсягах вимірювальних даних у експериментах, проведених у ЛЦ ІКД, що не мають аналогів в світі. Значна частина таких даних була отримана при проведенні комплексних наземно-космічних експериментів, під час яких в космічному сегменті були задіяні мікросупутники (МС) DEMETER [11] та «Чибис-М» [5], а в наземному — інформаційно-вимірювальна система на базі радіотелескопа УРАН-3 [5, 16].

В даному дослідженні були використані бортові дані вимірювань електричного і магнітного полів в ДНЧ-діапазоні з DEMETER та «Чибис-М». Дані були зосереджені в БД КОДІОНА [4], ство-

реній спільно ІКД НАН України та ДКА України та ЛЦ ІКД у 2014 р. Всього доступними для використання є 168 файлів даних з МС DEMETER (2005 р.) та 33 файли даних з МС «Чибис-М» (2013 р.). Із 168 файлів МС DEMETER було вибрано сеанс вимірювань, який виконувався у схожих зовнішніх умовах (що контролювались в експерименті з МС «Чибис-М» і були реконструйовані для МС DEMETER), з можливо близькими частотами дискретизації та однаковими параметрами акустичного сигналу. Характеристики цих наборів даних вказані в табл. 1. Тут і далі ми використовуємо всесвітній час UT та місцевий сонячний час LT .

ЕКСПЕРИМЕНТ 12.05.2005 р.

Наземно-космічний експеримент виконувався на базі наземного акустичного параметричного генератора (Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України) та МС DEMETER (ЄКА).

Генератор. Наводимо фрагмент діаграми вмикань генератора з робочих матеріалів експерименту (табл. 2). Форма сигналу, наведена у графі 7 табл. 2, потім використовувалась в експерименті з МС «Чибис-М». Це три пакети коливань з частотою 600/624 Гц, кожний тривалістю 60 с та паузами по 60 с. Кожен пакет має початкову енергію 20 кДж, рівень акустичного тиску на висоті 1 м над верхнім зрізом рупора генератора складає 165 дБ, що відповідає початковому надлишковому тиску в 3 кПа. Як видно з табл. 2, генерація акустичного сигналу розпочалась за 9 хв до моменту найближчого проходження траси супутника відносно наземного пункту розміщення генератора.

Таблиця 1. Вибрані для аналізу бортові дані вимірювань Z-складових електричного поля E та магнітного поля B з мікросупутників DEMETER та «Чибис-М»

Мікросупутник	Дата	UT	Діапазон/поле (компоненти)	Одиниця вимірювання	Частота дискретизації F_d , Гц
DEMETER	12.05.2005	09:14:32	ДНЧ/Е (Z)	мкВ/м	40000.0
«Чибис-М»	28.11.2013	07:26:41	ДНЧ/В (Z)	нТл	9765.625

Супутник. На рис. 2 зображено трасу МС DEMETER під час сеансу вимірювань. На момент проведення експерименту він мав полярну кругову орбіту з висотою 711 км при проходженні над м. Львів. Орбітальна швидкість супутника становила 7.50 км/с. Прилади супутника були ввімкнуті 12.05.2005 в 09:14:32.413000 UT, коли супутник мав координати (60.337639N, 29.869967E) та висоту 711.95 км. Вимикання приладів відбулось 12.05.2005 в 09:42:00.477000 UT, коли супутник мав координати (-38.177578N, 1.760144E) та висоту 717.84 км. Загальна тривалість сеансу становила 00:27:28.064.

Для аналізу були виділені фрагменти записів з 09:17:02.531 до 09:18:02.537 UT. Для оцінювання просторового розташування МС за часовими даними в нашому аналізі було застосовано програмне забезпечення, що реалізує відомий алгоритм SGP-4, вхідними даними до якого є дволінійні набори середніх елементів орбіти (TLE). Перший момент відповідає положенню супутника приблизно на 225 км північніше Львова, другий — на 225 км південніше. Проходженню над генератором (Львів) приблизно відповідає момент 09:17:30.00 UT.

Область експерименту. На даний момент ми не маємо оцінок реальної величини збурення в ОАЗ (по акустичному каналу). Але за результатами комп'ютерного моделювання можемо поставити

під сумнів можливість виділити акустичні збурення від інших наявних на цій висоті (717 км). Тому ми розглядаємо збурення ЕЗ, що поширюються в силіній трубі акустичного збурення до області ОЕЗ. Оскільки швидкість поширення таких збурень не менша, ніж альвенівська, у межах точності наших міркувань приймаємо, що збурення досягає ОЕЗ практично миттєво.

Нахил геомагнітного поля в околі м. Львів складає $I = 66^{\circ}27'$ (див. рис. 1). Тоді супутник з висотою орбіти $H_o = 711$ км увійде у магнітну силову трубку, що виходить з нижньої частини іоносферного шару E ($h_E \sim 100$ км) над околком пункту, що розташованого на південь від Львова на $L = (H_o - h_E) \operatorname{ctg} I = 266$ км.

Враховуючи, що область генерації збудження в E -шарі (ОПЗ) має скінченну товщину, маємо оцінку відстані центру ОЕЗ у 255...270 км на південь від Львова.

Враховуючи описаний вище ефект «розпливання плями» іоносферного збудження (ОПЗ) в околі силової трубки, те, що акустичний сигнал досягне відповідних висот E -шару за час 330...390 с, а супутник прибуде в ОЕЗ (рис. 1) через 560 с після початку наземної генерації, то між початком збудження трубки в E -шарі (область ОПЗ) до прибуття супутника в область ОЕЗ пройде 170...230 с, і супутник може виявити сигнал від збудження в каналі вимірювань електричного

Таблиця 2. Просторово-часові параметри вибраного для аналізу експериментів з акустичним генератором та МС DEMETER і «Чибис-М»

Мікросупутник	№	Дата	Момент найменшої відстані до траси МС	Найменша відстань до траси МС, км	Момент вмикання акустичного генератора	Часова діаграма акустичного сигналу, UT
DEMETER	19	12.05. 2005	09:17:30 UT (11:53:19 LT)	23	09:08:30 UT (11:44:19 LT)	<p>60 с 09:08:30 09:13:30</p>
«Чибис-М»	2	28.11.2013	07:31:14 UT (11:53:19 LT)	20	07:07:00 UT (11:44:19 LT)	<p>60 с 07:07:00 07:10:00</p>



Рис. 2. Траса МС DEMETER 12.05.2005 р. Наземний пункт — м. Львів (зірочка). Світлими кружками позначено період вимірювань (09:17:02...09:18:02 UT), до якого застосовано аналітичні методи



Рис. 3. Просторово-часова схема руху мікросупутника та збурень від третього акустичного пакету після його (можливого) прибуття в ОПЗ (див. рис. 1). За нуль просторової шкали вздовж орбіти прийнято точку, що лежить над розташуванням наземного акустичного випромінювача

поля приблизно о 09:18:00 UT, коли наблизиться до області ОЕЗ. Просторово-часову схему представлено на рис. 3.

Умови експерименту. В період експерименту космічна погода (активність Сонця, аномалії сонячного вітру) була спокійною. Для характеристики стану іоносфери наведемо дані Міжнародного центру даних з геомагнетизму (Кіото) по індексу D_{st} для травня 2005 р.: 12 травня індекс не опускався навіть до 20 нТл, що можна характеризувати як спокійний стан, на відміну від магнітної бурі, яка розпочалася пізніше, 14 травня.

ЕКСПЕРИМЕНТ 28.11.2013 р.

Наземно-космічний експеримент виконувався на базі наземного акустичного параметричного генератора (Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України) та МС «Чибіс-М» (Інститут космічних досліджень РАН) [5].

Генератор. В експерименті було використано той же генератор, що і в експерименті 2005 р. Часова діаграма генерованого сигналу була залишена тією ж. За грубими оцінками час приходу переднього фронту акустичного сигналу на висоту орбіти супутника (область ОАЗ), яка становить приблизно 450 км, при використанні атмосферної моделі MSISE2000 дорівнює 600 с, а для заднього фронту — 900 с.

Супутник. МС «Чибіс-М» на час експерименту мав практично кругову орбіту (перигей — 444 км, апогей — 459 км) з нахилом 51.635° . Це призвело до того, що в околі м. Львова супутник рухався майже в зональному напрямку (див. рис. 4, де вибрану нами трасу позначено сірими кружками). Для аналізу були вибрані записи вимірювань з 07:31:00 до 07:31:30 UT тривалістю 30 с. На початку цих записів супутник перебував приблизно за 115 км на захід від Львова, в кінці — на 115 км на схід. Львів супутник проходив з 07:31:13.6 до 07:31:15.4 UT.

Область експерименту. Повторюючи обчислення, описані вище, отримуємо для МС «Чибіс-М» діапазон відстаней на південь від м. Львів, що характеризують точку зустрічі супутника з магнітною силовою трубкою, яка збуджується

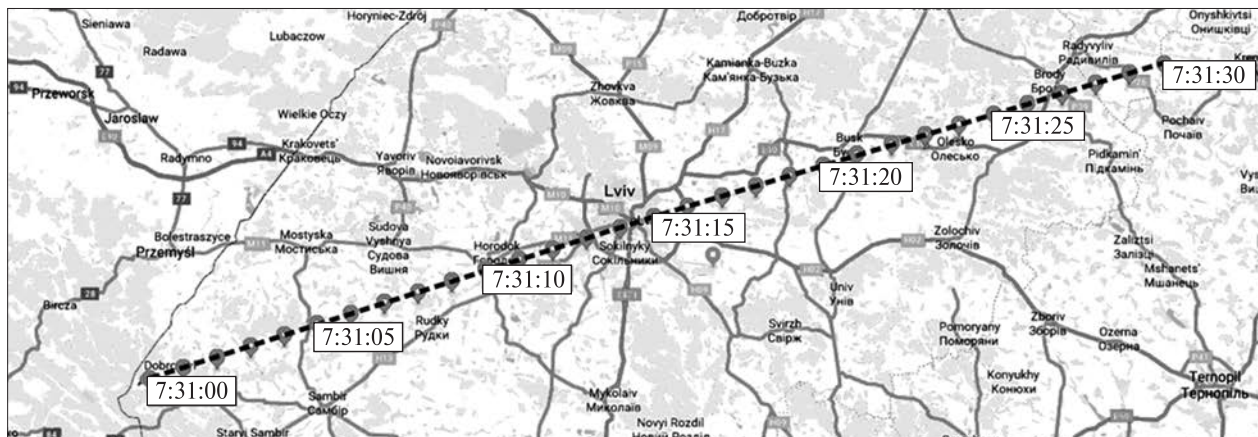


Рис. 4. Вибраний для аналізу відрізок траси супутника «Чибис-М» 28.11.2013 р. з 07:31:00 до 07:31:30 UT, позначки розташовані з інтервалом 1 с

в E -шарі іоносфери: $L \approx 150...165$ км. Момент входження супутника в окіл силової трубки (область ОЕЗ) віддалений від моменту приходу сигналу в E -область (270...330 с після початку роботи генератора) на 900 с, якщо прийняти, що найближча відстань до ОЕЗ буде досягаться в 07:31:13...07:31:15 UT. Таким чином, якщо за 900 с «шумова пляма» розміється до розмірів порядку 150...165 км, то електростатичні збурення в ОЕЗ можуть бути детектовані в 07:31:13...07:31:15 UT. З іншого боку, висота МС «Чибис-М» ще досяжна для акустогравітаційних хвиль, що можуть виникнути завдяки описаному нами [22] каскадному процесу з початкового сигналу генератора. Тоді з моменту приходу заднього фронту акустичного збурення до появи супутника над Львовом (07:31:13...07:31:15 UT) пройде 300 с. Таким чином, у вказаний період супутник може отримати (ослаблені) сигнали від області силової трубки (область ОЕЗ) і від прямого акустичного збурення (область ОАЗ).

Умови експерименту. У період експерименту космічна погода (активність Сонця, аномалії сонячного вітру) була спокійною. Для характеристики стану іоносфери наведемо дані Міжнародного центру даних з геомагнетизму (Кіото) по індексу D_{st} для листопада 2013 р.: у вибраний для експерименту день геомагнітна обстановка була спокійною, значення індексу D_{st} були навіть злегка додатні (< 10 нТл).

АНАЛІТИЧНИЙ АПАРАТ

У нашій роботі 2015 р. [4] щодо вибору аналітичного апарату її співавтором Л. В. Козак були сформульовані положення, що серед статистичних методів аналізу динамічних процесів в іоносфері є корисними три незалежні підходи: аналіз функції густини ймовірностей флуктуацій вимірюваних параметрів, аналіз ексцесу та аналіз структурних функцій високих порядків. Такий підхід дозволяє визначити наявність чи відсутність неоднорідності в досліджуваному середовищі та порівняти спостережувані значення із наявними моделями.

Вже маючи досвід моделювання обстановки акустичних експериментів, зауважимо, що ідея про пошук границь між областями іоносфери з різними статистичними властивостями флуктуацій виявилася плідною. У випадку наших експериментів, коли іноді доводиться вимірювати власне «слід» від збудження іоносфери, саме такі підходи мають рацію. Слід додати, що вимірюваний «слід» невинно релаксує, змінюючи конфігурацію, і про стаціонарність розподілів можна не говорити.

Виходячи з усього сказаного вище, ми зосредили увагу на методах, які можна вважати адекватними ситуації: медіанних, ентропійних та мультифрактальних.

Ефективним методом медіанного оцінювання є обчислення нормованого медіанного абсолют-

ного відхилення (*МAB*), яке працює навіть в умовах нестійкості оцінювання за допомогою стандартного відхилення (сигнали з нескінченними дисперсіями) [9]. Для послідовності A_i ($i = 1, \dots, N$) *МAB* визначається формулою

$$MAB = c \cdot \text{median} (|A_i - \text{median}(A)|), \quad i = 1, \dots, N,$$

де $\text{median}(A)$ — медіана послідовності A , константа $c = -1/(\sqrt{2} \cdot \text{erfcinv}(3/2))$, де функція $\text{erfcinv}(x)$ — обернена додаткова функція похибок. Ми розробили алгоритм, де *МAB* обчислюється у ковзному вікні. В результаті для впорядкованої за зростанням часу послідовності вимірювань ми отримали оцінку, яка демонструє залежність розсіяння величин вибраної послідовності від часу (подібно до стандартного відхилення), але не чутлива до виду функції розподілення, яка навіть може змінюватись з часом.

Застосування ентропійних оцінок, заснованих на формулі Шеннона

$$H = -\sum_{k=1}^N p_k \log_2 p_k,$$

де H — ентропія, p_k — ймовірність реалізації k -го (з N можливих) результату експерименту, базується на тому, що у випадку рівних ймовірностей результатів вимірювань ентропія максимальна, а у випадку одного достовірного результату всі інші ймовірності дорівнюють нулеві, і ентропія дорівнює нулеві. Така функція є монотонною, отже вона може служити мірою розсіяння енергії системи по певному набору станів. У застосуванні до аналізу сигналів ентропія може вимірювати складність (різноманітність побудови) цих сигналів [10].

Вейвлетна ентропія [20] вимірює ступінь розсіяння енергії системи по масштабах. Для часових масштабів вейвлетна ентропія є методом аналізу сигналів, а саме — мірою розсіяння форм коливань по масштабах. Масштабні коефіцієнти вейвлет-розвинення відображають грубу структуру сигналу, і ми їх не враховуємо, обчислення виконуються для детальних коефіцієнтів $d_{i,j}$. Обчислюємо величину $E_i = \sum_j (d_{i,j})^2$, що має зміст вейвлетної енергії i -го масштабного рівня, потім повну вейвлетну енергію по всіх масштабних рівнях $E = \sum_i E_i$. Після цього обчислюємо вели-

чину вейвлетної ентропії H за формулою Шеннона, приймаючи, що $p_i = E_i/E$. З побудови бачимо, що вона характеризує неоднорідність розподілу енергії по масштабах (для сигналів — по часових масштабах). В нашій схемі ми виконуємо вейвлет-перетворення у ковзному вікні, щоб аналізувати зміни складності системи з плином часу.

Для пояснення введення монофрактальних та мультифрактальних випадкових коливань розглянемо [17, 25] певне випадкове коливання $X(t)$ на інтервалі часу $[t-\delta/2, t+\delta/2]$ тривалістю δ з центром в часовій точці t , причому $\mu(t, \delta)$ — розмах випадкового коливання на цьому інтервалі. Якщо існує границя

$$h(t) = \lim_{\delta \rightarrow 0} \left(\frac{\ln(\mu(t, \alpha))}{\ln(2\delta)} \right),$$

то величина $h(t)$ називається показником Гельдера — Ліпшиця. Якщо величина $h(t)$ не залежить від моменту часу t ($h(t) = \text{const} = H$), то випадкове коливання $X(t)$ називається монофрактальним, а величина H — показником Херста. Якщо ж показники Гельдера — Ліпшиця суттєво різні для різних моментів часу, то випадкове коливання називається мультифрактальним.

Розглянемо множину $T(\alpha)$ таких моментів часу t , для яких $h(t) = \alpha$. Показано, що існують деякі мінімальне α_{\min} та максимальне α_{\max} , і лише для $\alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}$ множини $T(\alpha)$ будуть непустими. Для кожного такого значення α множина $T(\alpha)$ складається з точок, розсіяних по осі часу. Тоді мультифрактальний спектр сингулярності $F(\alpha)$ є фрактальна розмірність множини точок $T(\alpha)$. Таким чином, мультифрактал — це узагальнення фрактальної множини на випадок, коли фрактальних розмірностей багато, причому фрактали, що мають однакову фрактальну розмірність (один показник Гельдера — Ліпшиця) сильно перемішані між собою.

Враховуючи обмежений обсяг статті, для стислості викладу ми залишаємо до іншого разу деталі мультифрактального методу аналізу даних. Значимо лише, що є різні моделі стохастичних процесів, які зіставляються з реальними процесами. Найбільш відома і застосовна — модель дробового броунівського руху, яка була введена

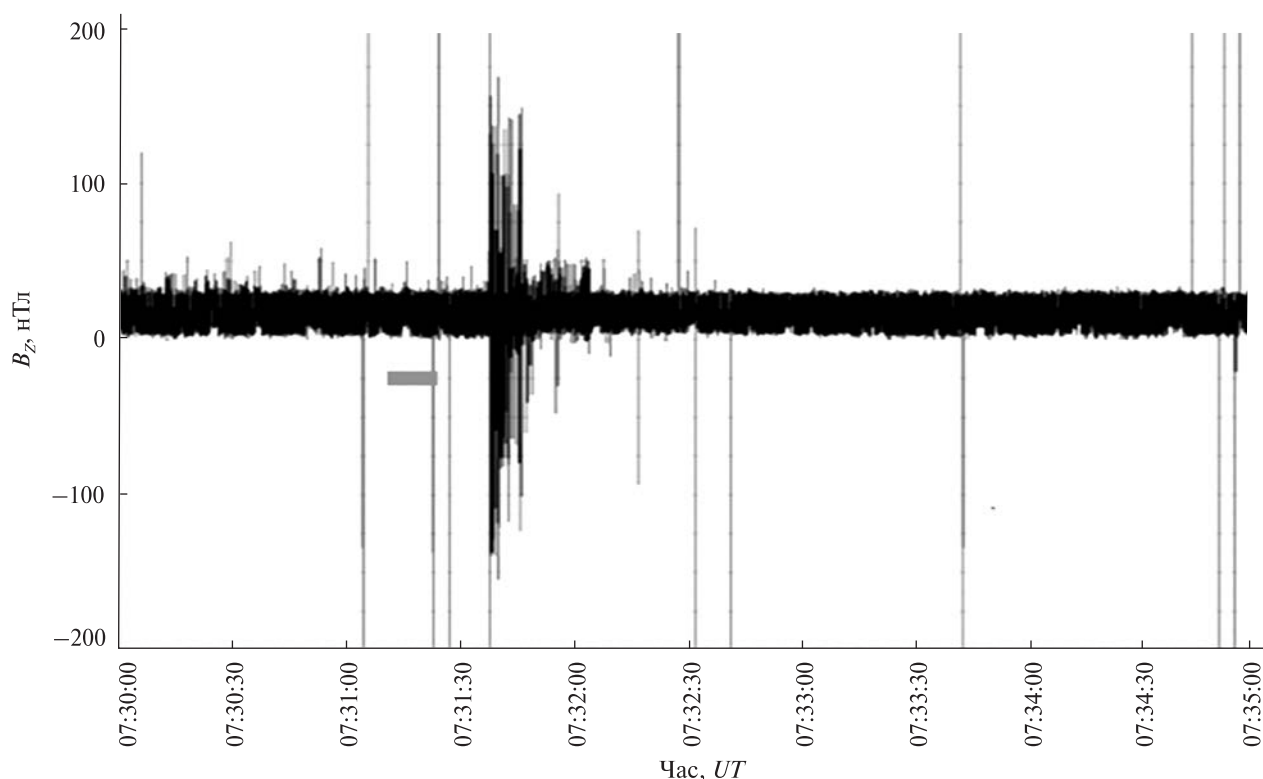


Рис. 5. Фрагмент набору даних № 2, МС «Чибис-М», 28.11.2013 р., вертикальна складова магнітного поля у ДНЧ-діапазоні, початок — 07:30:00 UT, закінчення — 07:35:00 UT. Проходження поблизу генератора з 07:31:10 до 07:31:20 UT. Горизонтальною сірою смужкою виділено відповідний проміжок часу

А. М. Колмогоровим як «гауссівська спіраль у гільбертовому просторі». Її фрактальна розмірність визначається введеним вище показником Херста. В наступних роботах ми плануємо розглянути ці питання детальніше у зв'язку з появою останнім часом нових і ефективних алгоритмів мультифрактального аналізу довгих рядів вимірювань.

Спектр сингулярності можна характеризувати двома параметрами: значенням величини $\Delta\alpha = \alpha_{\max} - \alpha_{\min}$, яку називають шириною носія сингулярності, та значенням аргумента α^* , при якому досягається максимум функції $F(\alpha)$. Відзначимо, що якщо сигнал монофрактальний, то маємо $\Delta\alpha = 0$, а функція $F(\alpha^*) = 1$. Тоді з наведених вище визначень $\alpha^* = H$ і називається узагальненим показником Херста. Якщо оцінювати спектр сингулярності $F(\alpha)$ у ковзному вікні, то еволюція його параметрів $\Delta\alpha$, α^* надасть інформацію про зміни структури шуму. Але зауважимо, що літе-

ратурні джерела стверджують, що для впевненого оцінювання ми повинні мати досить багато значень (а значить і велику ширину вікна): понад 10^4 відліків, і для вибору величини зміщення ковзного вікна теж потрібно виробляти певні правила.

Декілька років тому було показано, що обчислення спектру сингулярності простіше всього виконувати з використанням вейвлетів. Так виник алгоритм вейвлетних лідерів [26]. Ми скористались готовою реалізацією алгоритму вейвлетних лідерів і застосували його в ковзному вікні зі зміщенням у ширину вікна (максимально допустимим).

РЕЗУЛЬТАТИ АНАЛІЗУ ДАНИХ СУПУТНИКОВИХ ВИМІРЮВАНЬ

1. Дані МС «Чибис-М». На рис. 5 наведено фрагмент ряду значень вертикальної складової B_z маг-

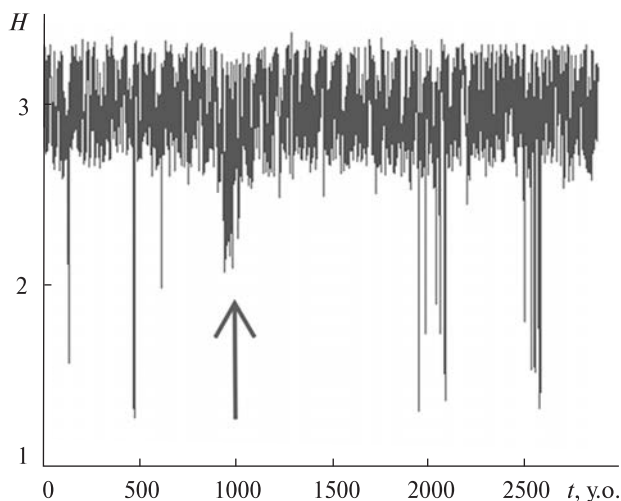


Рис. 6. Вейвлетна інформаційна ентропія H для вибраного набору даних. Стрілка позначає положення в часі імпульсу 07:31:38 UT

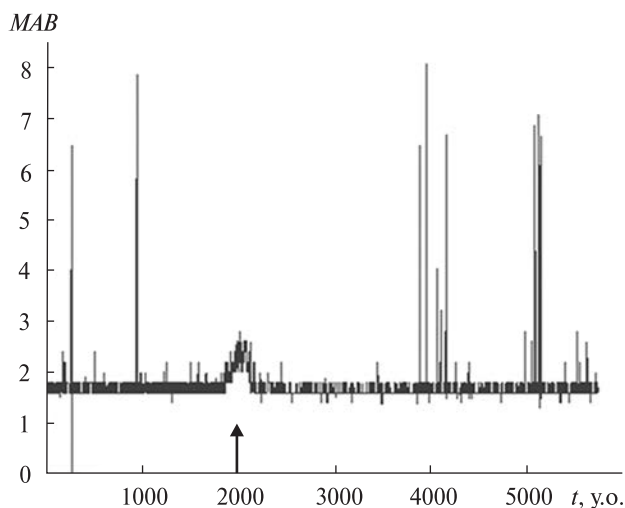


Рис. 7. Нормоване медіанне абсолютне відхилення для вибраного набору даних. Стрілка позначає положення в часі імпульсу 07:31:38 UT

нітного поля у ДНЧ-діапазоні (табл. 2, МС «Чибис-М», 28.11.2013 р.) для проміжку часу, вибраного для аналізу згідно з рис. 4.

В цьому та наступному аналізі даних ми будемо намагатись брати до розгляду всі найбільш значні події у вибраному нами проміжку часу, який потім будемо зіставляти з просторовими координатами і можливими ознаками іоносферного відгуку на акустичну дію. Подія у вигляді біполярного магнітного імпульсу почалась в

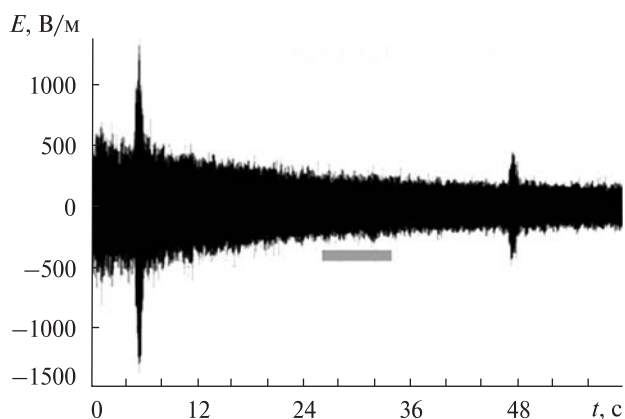


Рис. 8. Фрагмент набору даних № 1, МС DEMETER, 12.05.2005 р., вертикальна складова E_z електричного поля у ДНЧ-діапазоні, початок — 09:17:02.531 UT, закінчення — 09:18:02.537 UT. Горизонтальною сірою смужкою виділено проміжок часу проходження поблизу генератора з 09:25:00 до 09:35:00 UT

07:31:38 UT і закінчилась в 07:31:50 UT, тривалість імпульсу — 12 с. Це відповідає розмірам просторової області в 90 км. Область розташована в 135...138 км на схід від Львова. За першим імпульсом слідує монополярне збудження з амплітудою у чотири рази меншою і тривалістю 15 с. Це відповідає просторовим розмірам у 115 км і розташуванню за 230 км на схід від Львова. Враховуючи досить велику затримку з приходом супутника відносно початку генерації, зміщене розташування області збудження можна частково пояснити вітровим зносом як акустичного пучка — на висоті 100...120 км за нашими розрахунками за моделлю HWM-98 вітер дув на схід зі швидкістю порядку 50 м/с, так і самої області збудження.

Було обчислено вейвлетну інформаційну ентропію (рис. 6). Значне зниження ентропії спостерігається у положенні різкого викиду 1000 у. о. (07:31:38 UT). Це означає, що в сигналі відбувся перерозподіл енергії по меншій кількості часових масштабів. Тобто, сигнал став менше «шуміти», став більш впорядкованим. Цікава особливість міститься біля позначки 2500 у. о. (07:34:30 UT): локалізована впорядкованість з'являється, хоча на графіку рис. 5 там не спостерігається особливостей. Але за просторовою віддаленістю ця область частково впорядкова-

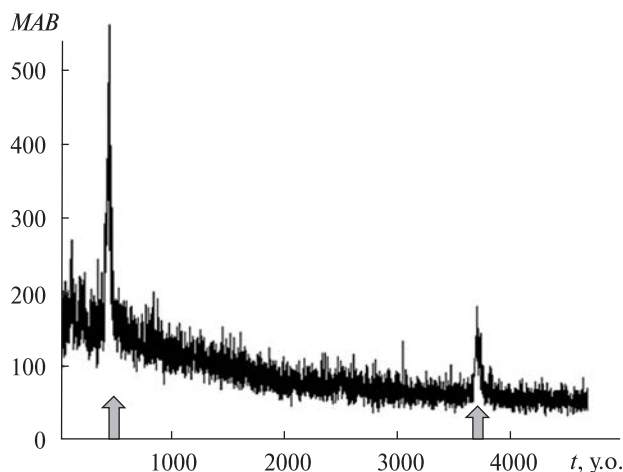


Рис. 9. Нормоване медіанне абсолютне відхилення для вибраного набору даних. Стрілки позначають положення в часі імпульсів 09:17:08.00 та 09:17:50.40 UT

них флуктуацій, за нашим теперішнім розумінням, не має стосунку до акустичного збурення.

На рис. 7 приведено ряд, отриманий у результаті фільтрації початкового набору даних за допомогою нормованого медіанного абсолютного відхилення в ковзному вікні. З особливостей сигналу залишився чіткий викид поблизу 2000 у. о. (07:31:38 UT). Зауважимо, наскільки спростилась форма сигналу після застосування фільтра. Що стосується викиду, що був для ентропії при 2500 у. о., то зараз бачимо, що він має малу ширину. Це в дійсності невелика послідовність дуже різких коливань, прихованих у шумі.

Стрілка позначає положення в часі імпульсу 07:31:38 UT.

2. Дані MC DEMETER. На рис. 8 наведено фрагмент ряду значень вертикальної складової електричного поля E у ДНЧ-діапазоні (табл. 1, MC DEMETER, 12.05.2005 р.) виділений для проміжка часу, вибраного для аналізу згідно з рис. 2: 09:17:02...09:18:02 UT. Виділяються дві виражених події збудження: при 09:17:08.00 та 09:17:50.40 UT. Попередня оцінка їхньої тривалості: 1.5 та 2.0 с відповідно.

Таким чином, просторові розміри областей становлять 11 та 15 км відповідно. Области віддалені від наземного пункту Львів на 184 км на

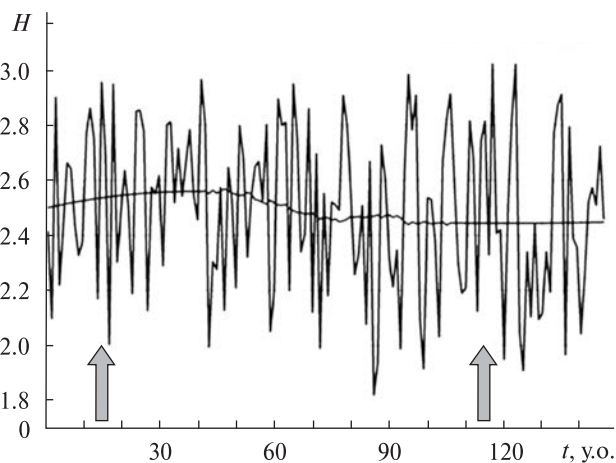


Рис. 10. Вейвлетна інформаційна ентропія H для вибраного набору даних. Стрілки позначають положення в часі імпульсів 09:17:08.00 та 09:17:50.40 UT, горизонтальна лінія – поліноміальний тренд у ковзному вікні

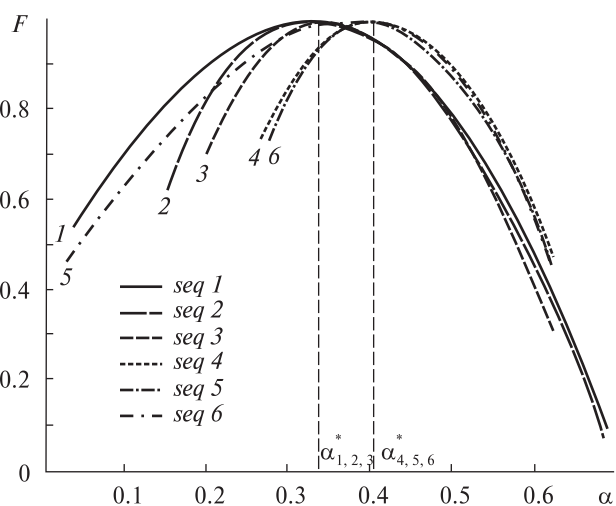


Рис. 11. Залежність функції спектра сингулярностей $F(\alpha)$ від значення показника Гельдера — Ліпшиця α для вибраного набору даних. Інтервал відліків сигналу (60 с) розбито на шість проміжків тривалістю 10 с. У кожному проміжку за методом вейвлетних лідерів будувались залежності $F(\alpha)$. Величини $\alpha^*_{1,2,3}$ та $\alpha^*_{4,5,6}$ — аргументи максимумів функції $F(\alpha)$ для проміжків 1—3 та 4—6 відповідно

північ та 135 км на південь. Супутник попадає у першу область через 188...248 с після початку збудження E -шару переднім фронтом акустичного сигналу, а у другу — через 230...290 с. Відносно моменту приходу заднього фронту сигна-

лу в E -шар (закінчення дії збудника), то маємо випередження у 112...52 с для першої області, та 70...10 с — для другої. Тобто супутник пролітав обидві області під час дії акустичного імпульсу на E -шар іоносфери. У нас ще немає достатньої інформації, щоб інтерпретувати перший імпульс як реакцію іоносфери на акустичного збурення — причина можливого зміщення збурення на північ наразі невідома. Що ж до другої області, то зауважимо, що вона, маючи ширину порядку 15 км, перебуває від центральної силової трубки збудження на відстанях 115...135 км. Навіть якщо взяти до уваги зауваження Похотелова та ін. [19] про спостереження областей збудження, які рухались вздовж E -шару зі швидкостями до 500 м/с, то оцінка максимального зміщення центра «плями» дає 100...120 км. З урахуванням дифузного розпливання «плями» робимо висновок, що належність даної збуреної області до околу ОЕЗ на висоті орбіти виключати не можна. Підтвердженням цього була б зміна статистики фонових шумів на південь від даної області, що буде розглянуто нижче.

Розглянемо фільтрацію нормованим MAB у ковзному вікні (рис. 9). Виділяються тільки два імпульси, а прихованих у шумі локалізованих збуджень немає.

Розглянемо вейвлетну інформаційну ентропію у ковзному вікні (рис. 10). Области імпульсів характеризуються підвищенням ентропії. Відзначимо, що після прольоту Львова (приблизно 75 у. о.) тренд ентропії (горизонтальна лінія) стабілізується. Але навколо тренду відбуваються посилені коливання ентропії, які в часі виглядають як «пачки імпульсів». Тобто, іоносфера південніше генератора має «плямисту» структуру: області деякої впорядкованості змінюються областями більш «шумними». Ми знаємо про вплив акустики на фрагментацію області E , можливо, що й тут діє подібний механізм.

Розглянемо далі мультифрактальну структуру шумів вздовж орбіти супутника (рис. 11). Видно, що на перших трьох проміжках (0...30 с сеансу) максимум $F(\alpha)$ досягається при одній і тій же величині $\alpha = \alpha_{1,2,3}^* = 0.34$, після чого він змінюється, і на останніх трьох проміжках (31...60 с) дорівнює $\alpha = \alpha_{4,5,6}^* = 0.40$. Наявність такого стриб-

ка свідчить про зміну фрактальних властивостей флуктуацій, що відбулась після прольоту МС над генератором (після 30 с сеансу, див. рис. 3). Нагадаємо, що виявлення можливості таких стрибків, власне, і є завданням даної роботи. Що ж до ширини фрактального спектру $\Delta\alpha$, бачимо, що вона прогресивно зменшується, але зазнає стрибка на п'ятому проміжку (з 10 до 20 с після прольоту над генератором, що складає 75...150 км на південь від Львова). Інтерпретація таких особливостей ще попереду.

ВИСНОВКИ

Аналіз записів супутникових вимірювань низькочастотних варіацій електричного та магнітного полів в іоносфері на висотах 420 км (МС «Чибис-М») та 710 км (МС DEMETER) дозволив виявити проходження супутників крізь локалізовані області збудження, що відрізняються від навколишнього середовища іншою просторово-часовою варіабельністю. Аналіз просторово-часових зв'язків, характерних для експериментів, дозволив інтерпретувати знайдені події як *кандидати* до збуджень, викликаних дією акустичного випромінювання наземного керованого акустичного випромінювача.

Як і очікувалось, вимірювання електричної складової виявились загалом більш інформативними. Що стосується експериментів з новими методами обробки даних, то зазначимо, що мультифрактальний аналіз дав найбільш виразний результат.

Незважаючи на наявність великої кількості експериментальної інформації, за результатами виконаного нами аналізу зрозуміло, що, поперше, потрібно вдосконалити розроблену нами модель поширення акустичного випромінювання від наземного керованого акустичного випромінювача [22] в напрямках: врахування динамічних процесів в атмосфері (вітрів на різних висотах та ін.), більш чітке моделювання змін форми акустичного пучка в таких динамічних умовах (можливо з підключенням сучасних адаптованих променевих моделей), розробка моделі взаємодії АГХ з іоносферною плазмою на основі статистик іоносферних процесів, що мають відношення до основної задачі.

Для розв'язання цих задач потрібно врахувати у моделі різку відсічку сигналу на початку і при закінченні генерації пакетів, оскільки це впливає на процес збудження іоносферної плазми. Більшість досліджень акустичних впливів на іоносферу оперують з тими чи іншими ударними хвилями. Наскільки це має відношення до випромінювання НКВ?

Алгоритми і програмні засоби, які ми використовували в аналізі супутникової інформації, зарекомендували себе добре і стануть основою для подальшої аналітичної роботи в рамках космічного проекту «Іоносат-Мікро».

Робота була частково підтримана Цільовою комплексною програмою НАН України з наукових космічних досліджень.

ЛІТЕРАТУРА

1. Гохберг М. Б., Шалимов С. Л. Литосферно-ионосферная связь и ее моделирование // Российский журн. наук о Земле. — 2000. — 2, № 2. — С. 95—108.
2. Емельянов Л. Я., Живолуп Т. Г., Сорока С. А., Черемных О. К., Черногор Л. Ф. Наземное акустическое воздействие на атмосферу: результаты наблюдений методами некогерентного рассеяния и вертикального зондирования // Радиопиз. и радиоастрон. — 2015. — 20, № 1. — С. 37—47.
3. Петрухин Н. С., Пелиновский К. Н., Бацына Е. К. Безотражательные акустико-гравитационные волны в атмосфере Земли // Геомагнетизм и аэрономия. — 2012. — 52, № 6. — С. 854—860.
4. Черемных О. К., Гримальський В. В., Івантишин О. Л., Івченко В. М., Козак Л. В., Кошовий В. В., Мезенцев В. П., Мельник М. О., Ногач Р. Т., Рапопорт Ю. Г., Селіванов Ю. О., Жук І. Т. Експериментальні та теоретичні дослідження штучної акустичної модифікації атмосфери та іоносфери // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. — С. 48—53.
5. Черемных О. К., Климов С. И., Корепанов В. Е., Кошовый В. В., Мельник М. Е., Ивантишин О. Л., Ногач Р. Т., Рапопорт Ю. Г., Селиванов Ю. А., Семенов Л. П. Наземно-космический эксперимент по искусственной акустической модификации ионосферы. Первые результаты // Космічна наука і технологія. — 2014. — 20, № 6. — С. 60—74.
6. Черемных О. К., Селиванов Ю. А., Захаров И. В. Влияние сжимаемости и неизотермичности атмосферы на распространение акусто-гравитационных волн // Космічна наука і технологія. — 2010. — 16, № 1. — С. 9—19.
7. Черногор Л. Ф. Геофизические эффекты и геоэкологические последствия массовых химических взрывов на военных складах в г. Артемовске // Геофиз. журн. — 2004. — 26, № 4. — С. 31—44.
8. Aoyama Tadashi, Iyemori Toshihiko, Nakanishi Kunihito, Nishioka Michi, Rosales Domingo, Veliz Oscar, Safor Erick Vidal. Localized field-aligned currents and 4-min TEC and ground magnetic oscillations during the 2015 eruption of Chile's Calbuco volcano // Earth, Planets and Space. — 2016. — 68. — P. 148. — doi: 10.1186/S40623-016-0523-0.
9. Boateng Kwame Osei, Asubam Benjamin Weyori, Laar David Sanka. Improving the Effectiveness of the Median Filter // Int. J. Electron. and Communication Engineering. — 2012. — 5, N 1. — P. 85—97.
10. Cianchini G., De Santis A., Balasis G., Mandeia M., Qamili E.. Entropy based analysis of satellite magnetic data for searching possible electromagnetic signatures due to big earthquakes // Proceedings of the 3rd IASME/WSEAS International Conference on Geology and Seismology (GES'09). — P. 29—35.
11. Cussac T., Clair M.-A., Ultré-Guerard P., Buisson F., Lassalle-Balier G., Ledu M., Elisabelar C., Passot X., Rey N. The DEMETER microsatellite and ground segment // Planet. and Space Sci. — 2006. — 54. — 427 p. — doi:10.1016/j.pss.2005.10.013.
12. Fedorenko A. K., Bepalova A. V., Cheremnykh O. K., Kryuchkov E. I. A dominant acoustic-gravity mode in the polar thermosphere // Ann. Geophys. — 2015. — 33. — P. 101—108. — doi:10.5194/angeo-33-101-2015.
13. Infrasound Propagation // Geospace Science & Technology Branch (7630) / Space Science Division / The U.S. Naval Research Laboratory [Офіційний веб-сайт Військово-морських сил США]. — URL: www.nrl.navy.mil/ssd/branches/7630/infrasound-propagation (дата звернення: 20.08.2018).
14. Jakobson J. Infrasound emission from wind turbines // J. low frequency noise, vibration and active control. — 2005. — 24, N 3. — P. 145—155.
15. Karavosov R. K., Prozorov A. G. Nonordinary excitation of hydroacoustic resonance in the hydroturbine circuit of the Sayano-Shushenskaya hydroelectric power plant // J. Eng. Phys. and Thermophys. — 2011. — 84, N 3. — P. 585—588.
16. Koshovy V. V. Radiophysical and Radio Astronomical Diagnostics of Ionospheric Effects Induced by a Ground-Based Infrasonic Transmitter (Preliminary Results) // Radiophys. and Quantum Electron. — 1999. — 42, N 8. — P. 691—703.
17. Lyubushin A. A., Kalab Z., Lednicka M. Geomechanical Time Series and its Singularity Spectrum Analysis // Acta geod. geophys. et montanist. Acad. sci. hung. — 2012. — 41, N 1. — P. 1—9. — doi: 10.1556/AGeod.47.2012.1.6
18. Pokhotelov O. A., Liperovskii V., Fomichev Y. P., Rubtsov L. N., Alimov O. A., Sharadze Z. S., Liperovskaya R. K.

- Ionospheric modification during the military actions in the Persian gulf zone // *Doklady Akad. Nauk SSSR*. — 1991. — **321**, N 6. — P. 1168—1172.
19. Pokhotelov O. A., Pilipenko V. A., Fedorov E. N., Stenflo L., Shukla P. K. Induced Electromagnetic Turbulence in the Ionosphere and the Magnetosphere // *Phys. Scr.* — 1994. — **50**. — P. 600—605.
 20. Quian Quiroga R., Rosso O. A., Başar E., Scürmann M. Wavelet entropy in event-related potentials: a new method shows ordering of EEG oscillations // *Biol. Cybern.* — 2001. — **84**. — P. 291—299.
 21. Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K., Selivanov Yu. A., Grimal'sky V. V., Ivchenko V. N., Milinevsky G. P., Tkachenko E. N., Melnik M. O., Mezentsev V. P., Karataeva L. M., Nogach R. T. Ionosphere as a Sensitive Indicator of Powerful Processes in the Lower Atmosphere / *Lithosphere, Artificial Acoustic Influence and Space Weather // Electromagnetic Effects of the Earthquakes and Volcanoes EMSEV 2014 Workshop, Konstancin Jeziorna, 22—26.09.2014, Book of Abstracts.* — 2014. — P.133—135.
 22. Rapoport Y. G., Cheremnykh O. K., Koshovy V. V., Melnik M. O., Ivantyshyn O. L., Nogach R. T., Selivanov Y. A., Grimal'sky V. V., Mezentsev V. P., Karataeva L. M., Ivchenko V. M., Milinevsky G. P., Fedun V. N., Tkachenko E. N. Ground-based acoustic parametric generator impact on the atmosphere and ionosphere in an active experiment // *Ann. Geophys.* — 2017. — **35**. — P. 53—70. — doi:10.5194/angeo-35-53-2017.
 23. Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K., Selivanov Yu. A., Fedorenko A. K., Ivchenko V. M., Grimal'sky V. V., Tkachenko E. N. Oscillations of neutral and charged components of near-Earth plasma and effects of active media // *UK-Ukraine Meeting on Solar Physics and Space Science UKU SPSS/TASS-2011.* — 2011.
 24. Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K., Selivanov Yu. A., Fedorenko A. K., Ivchenko V. M., Grimal'sky V. V., Tkachenko E. N. Modeling AGW and PEMW in inhomogeneous atmosphere and ionosphere // *Mathematical Methods in Electromagnetic Theory (MMET) / 2012 IEEE Int. Conf.* — 2012/8/28. — P. 577—580.
 25. Rezek I. A., Roberts S. J. Stochastic Complexity Measures for Physiological Signal Analysis // *IEEE Transactions on BME.* — 1998. — **45**, N 9. — P. 1186—1191.
 26. Serrano E., Figliola A. Wavelet Leaders: A new method to estimate the multifractal singularity spectra // *Physica A.* — 2009. — **388**. — P. 2793—2805.
 27. Snively J. B. Nonlinear Gravity Wave Forcing as a Source of Acoustic Waves in the Mesosphere, Thermosphere, and Ionosphere // *Geophys. Res. Lett.* — 2017. — **44**. — P. 23.
 28. Zettergren M. D., Snively J. B. Ionospheric response to infrasonic-acoustic waves generated by natural hazard events // *J. Geophys. Res: Space Phys.* — 2015. — **120**, N 9. — P. 8002—8024.
 29. Zettergren M. D., Snively J. B., Komjathy A., Verkhoglyadova O. P. Nonlinear ionospheric responses to large-amplitude infrasonic-acoustic waves generated by undersea earthquakes // *J. Geophys Res: Space Phys.* — 2017. — **122**, N 2. — P. 2272—2291.

Стаття надійшла до редакції 27.03.2018

REFERENCES

1. Gokhberg, M. B. and Shalimov, S. L. Lithosphere-ionosphere coupling and its modeling. *Russian Journ. On Earth Sciences*, **2**: 95—108 (2000) [in Russian].
2. Emelyanov, L. Ya., Zivolup, T. G., Soroka, S. A., Cheremnykh, O. K., and Chernogor, L. F. Ground acoustic influence on the ionosphere: the results of observations by means of incoherent scattering and vertical sounding the methods. *Radio Physics and Radio Astronomy*, **20**: 37—47 (2015) [in Russian].
3. Petrukhin, N. S., Pelinovsky, E. N. & Batsyna, E. K. Reflectionless acoustic-gravity waves in the Earth's atmosphere. *Geomagnetizm and Aeronomy*, **52**. N 6: 854—860 (2012) [in Russian].
4. Cheremnykh, O. K., Grimal'sky, V. V., Ivantyshyn, O. L., Ivchenko, V. M., Kozak, L. V., Koshovy, V. V., Mezentsev, V. P., Melnik, M. O., Nogach, R. T., Rapoport, Yu. G., Selivanov, Yu. A., Zhuk, I. T. Experimental and theoretical research of artificial acoustic modification of the atmosphere and ionosphere. *Kosm. nauka tehnol.*, **21**, N 1: 48—53 (2015) [in Ukrainian].
5. Cheremnykh, O. K., Klimov, S. I., Korepanov, V. E., Koshovy, V. V., Melnik, M. O., Ivantyshyn, O. L., Mezentsev, V. P., Nogach, R. T., Rapoport, Yu. G., Selivanov, Yu. A., Semenov, L. P. Ground-space experiment for artificial acoustic modification of ionosphere. Some preliminary results. *Kosm. Nauka tehnol.*, **20**, N 6: 60—74 (2014) [in Russian].
6. Cheremnykh, O. K., Selivanov, Yu. A., Zakharov, I. V. The influence of compressibility and non-isothermality of the atmosphere on the propagation of acoustic-gravity waves. *Kosm. nauka tehnol.*, **16**, N 1: 9—19 (2010) [in Russian].
7. Chernogor L. F. Geophysical effects and geo-ecological consequences of mass chemical explosions at military depots in the city of Artemovsk. *Geophys. J.*, **26**, N 4: 31—44 (2004) [in Russian].
8. Aoyama Tadashi, Iyemori Toshihiko, Nakanishi Kuni-hito, Nishioka Michi, Rosales Domingo, Veliz Oscar, Safor Erick Vidal. Localized field-aligned currents and 4-min TEC and ground magnetic oscillations during the 2015 eruption of Chile's Calbuco volcano. *Earth, Planets and Space.*, **68**: 148 (2016): — doi: 10.1186/S40623-016-0523-0.
9. Boateng Kwame Osei, Asubam Benjamin Weyori, Laar David Sanka. Improving the Effectiveness of the Median

- Filter. *Int. J. Electronics and Communication Engineering*, **5**, N 1.: 85–97 (2012).
10. Cianchini G., De Santis A., Balasis G., Manda M., Qamili E.. Entropy based analysis of satellite magnetic data for searching possible electromagnetic signatures due to big earthquakes. *Proceedings of the 3rd IASME/WSEAS International Conference on Geology and Seismology (GES'09)*: 29–35.
 11. Cussac T., Clair M.-A., Ultré-Guerard P., Buisson F., Lassalle-Balier G., Ledu M., Elisabelar C., Passot X., Rey N. The DEMETER microsatellite and ground segment. *Planetary and Space Science*, **54**: 427 p. (2006). — doi:10.1016/j.pss.2005.10.013.
 12. Fedorenko A. K., Bepalova A. V., Cheremnykh O. K., Kryuchkov E. I. A dominant acoustic-gravity mode in the polar thermosphere. *Ann. Geophys.*, **33**: 101–108 (2015).
 13. Infrasound Propagation [Electronic resource]. Geospace Science & Technology Branch (7630) / Space Science Division / The U.S. Naval Research Laboratory [Official Navy Website]. — URL: www.nrl.navy.mil/ssd/branches/7630/infrasound-propagation. — Date of appeal: 20.08.2018.
 14. Jakobsen J. Infrasound emission from wind turbines. *Journal of low frequency noise, vibration and active control.*, **24**, N 3: 145–155 (2005).
 15. Karavosov R. K., Prozorov A. G. Nonordinary excitation of hydroacoustic resonance in the hydroturbine circuit of the Sayano-Shushenskaya hydroelectric power plant. *J. Engineering Physics and Thermophysics*, **84**, N 3: 585–588 (2011).
 16. Koshovy V. V. Radiophysical and Radio Astronomical Diagnostics of Ionospheric Effects Induced by a Ground-Based Infrasonic Transmitter (Preliminary Results), *Radiophysics and Quantum Electronics*, **42**, N 8: 691–703 (1999).
 17. Lyubushin A. A., Kalab Z., Lednicka M.. Geomechanical Time Series and its Singularity Spectrum Analysis. *Acta Geod. Geoph. Hung.*, **41**, N 1: 1–9 (2012) — doi: 10.1556/AGeod.47.2012.1.6
 18. Pokhotelov O. A., Liperovskii V., Fomichev Y. P., Rubtsov L. N., Alimov O. A., Sharadze Z. S., Liperovskaya R. K. Ionospheric modification during the military actions in the Persian gulf zone. *Doklady Akademii Nauk SSSR*, **321**, N 6: 1168–1172 (1991).
 19. Pokhotelov O. A., Pilipenko V. A., Fedorov E. N., Stenflo L., Shukla P.K. Induced Electromagnetic Turbulence in the Ionosphere and the Magnetosphere. *Physica Scripta.*, **50**: 600–605 (1994).
 20. Quian Quiroga R., Rosso O. A., Başar E., Scürmann M. Wavelet entropy in event-related potentials: a new method shows ordering of EEG oscillations. *Biol. Cybern.*, **84**: 291–299 (2001).
 21. Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K., Selivanov Yu. A., Grimalsky V. V., Ivchenko V. N., Milinevsky G. P., Tkachenko E. N., Melnik M. O., Mezentsev V. P., Karataeva L. M., Nogach R. T. Ionosphere as a Sensitive Indicator of Powerful Processes in the Lower Atmosphere / Lithosphere, Artificial Acoustic Influence and Space Weather. Electromagnetic Effects of the Earthquakes and Volcanoes EMSEV 2014 Workshop, Konstancin Jeziorna, 22–26.09.2014, Book of Abstracts, 133–135 (2014).
 22. Rapoport, Y. G., Cheremnykh, O. K., Koshovy, V. V., Melnik, M. O., Ivantyshyn, O. L., Nogach, R. T., Selivanov, Y. A., Grimalsky, V. V., Mezentsev, V. P., Karataeva, L. M., Ivchenko, V. M., Milinevsky, G. P., Fedun, V. N., and Tkachenko, E. N. Ground-based acoustic parametric generator impact on the atmosphere and ionosphere in an active experiment. *Annales of Geophysicae*, **35**: 53–70 (2017). — doi:10.5194/angeo-35-53-2017.
 23. Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K., Selivanov Yu. A., Fedorenko A. K., Ivchenko V. M., Grimalsky V. V., Tkachenko E. N. Oscillations of neutral and charged components of near-Earth plasma and effects of active media. *UK-Ukraine Meeting on Solar Physics and Space Science UKU SPSS/TASS-2011* (2011).
 24. Rapoport Yu. G., Cheremnykh O. K., Selivanov Yu. A., Fedorenko A. K., Ivchenko V. M., Grimalsky V. V., Tkachenko E. N. Modeling AGW and PEMW in inhomogeneous atmosphere and ionosphere. *Mathematical Methods in Electromagnetic Theory (MMET)*, 2012 IEEE Int. Conf., 2012/8/28: 577–580.
 25. Rezek I. A., Roberts S. J. Stochastic Complexity Measures for Physiological Signal Analysis. *IEEE Transactions on BME.*, **45**, N 9: 1186–1191 (1998).
 26. Serrano E., Figliola A. Wavelet Leaders: A new method to estimate the multifractal singularity spectra. *Physica A.*, **388**: 2793–2805 (2009).
 27. Snively, J. B. Nonlinear Gravity Wave Forcing as a Source of Acoustic Waves in the Mesosphere, Thermosphere, and Ionosphere. *Geophys. Res. Lett.*, **44**: 23 (2017).
 28. Zettergren M. D., Snively J. B. Ionospheric response to infrasonic-acoustic waves generated by natural hazard events. *J. Geophys. Res: Space Phys.*, **120**, N 9: 8002–8024 (2015).
 29. Zettergren M. D., Snively J. B., Komjathy A., Verkhoglyadova O. P. Nonlinear ionospheric responses to large-amplitude infrasonic-acoustic waves generated by undersea earthquakes. *J. Geophys Res: Space Phys.*, **122**, N 2: 2272–2291 (2017).

Received 27.03.2018

Ю. А. Селиванов, Ю. Г. Рапопорт, О. К. Черемных

Институт космических исследований
Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины,
Киев, Украина

ИОНОСФЕРНЫЙ ОТКЛИК НА АКУСТИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПО ДАННЫМ МИКРОСПУТНИКОВ DEMETER И «ЧИБИС-М»

Активные наземно-космические эксперименты, выполненные Институтом космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИКИ), Львовским центром Института космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ЛЦ ИКИ) и Физико-механическим институтом Национальной академии наук Украины (ФМИ) в 2013 г. (с привлечением спутника Chibis-M), а в 2005 г. — ЛЦ ИКИ совместно с ФМИ (с привлечением спутника DEMETER) были посвящены изучению программированного инфразвукового воздействия на ионосферу Земли со стороны акустического источника искусственного происхождения. В данной работе внимание сосредоточено на измерениях, выполненных указанными спутниками во время активного действия наземного акустического генератора. Дано описание специфики экспериментов, соответствующих методов анализа данных, приведены некоторые результаты анализа. Анализ записей спутниковых измерений низкочастотных вариаций электрического и магнитного полей в ионосфере на высотах 420 км (МС «Чибис-М») та 710 км (МС DEMETER) позволил выявить прохождения спутников через локализованные области возбуждения, отличающиеся от окружающей среды другой пространственно-временной изменчивостью. Анализ пространственно-временных связей, существовавших во время экспериментов, позволил интерпретировать некоторые из найденных событий в качестве кандидатов возбуждений, вызванных действием акустического излучения наземного управляемого акустического излучателя. Анализ данных был выполнен с помощью реализаций методов скользящего нормированного медианного абсолютного отклонения, вейвлетной энтропии в скользящем окне и мультифрактального анализа. Выработаны рекомендации по дальнейшим этапам анализа. Созданное методическое и программное обеспечение будет использовано в исследованиях по космическому проекту «Ионосат-Микро».

Ключевые слова: активные наземно-космические эксперименты, ионосфера, программированное инфразвуковое воздействие, наземный акустический генератор, современные методы анализа данных.

Yu. O. Selivanov, Yu G. Rapoport, O. K. Cheremnykh

Space Research Institute of the National Academy
of Sciences of Ukraine and the State Space Agency
of Ukraine, Kyiv, Ukraine

IONOSPHERIC RESPONSE TO ACOUSTIC INFLUENCE ACCORDING TO THE DATA OF DEMETER AND CHIBIS-M MICROSATELLITES

Active ground-space experiments carried out by the Space Research Institute of the National Academy of Sciences and the State Space Agency of Ukraine (SRI), the Lviv Center for the Space Research Institute of the National Academy of Sciences and the State Space Agency of Ukraine (LC SRI), and the Physical-Mechanical Institute of the National Academy of Sciences of Ukraine (FMI) in 2013 (involving the microsatellite Chibis-M), and in 2005 — LC SRI together with FMI (with the involvement of the microsatellite DEMETER) were devoted to the study of programmable infrasonic impact on the ionosphere of the Earth from the ground-based acoustic source of an artificial origin. In this paper, attention is focused on the measurements made by these satellites during the active action of the ground-based acoustic generator. The description of the specifics of experiments, corresponding data analysis methods as well as discussion of their results is given. An analysis of records of satellite measurements of low-frequency variations of electric and magnetic fields in the ionosphere at altitudes of 420 km (MS Chibis-M) and 710 km (MS DEMETER) allowed detecting the passage of satellites through localized excitation areas that differ from the environment by another spatial-temporal variability. The analysis of spatio-temporal relations that existed during experiments allowed interpreting some of the observed events as candidates for excitations caused by the action of acoustic radiation of a ground-based acoustic emitter. The data analysis was performed using implementations of sliding normalized median absolute deviation, wavelet entropy in a sliding window, and multifractal analysis. Recommendations for further analysis stages are given. The developed methodology and software will be used in the space project «Ionosat-Micro» research.

Keywords: active ground-space experiments, ionosphere, programmable infrasound influence, ground acoustic generator, modern methods of data analysis

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.057>

УДК 551.510.535:551.511.314

Г. В. Лизунов, Т. В. Скороход

Институт космических исследований Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Киев, Украина

О СЕЛЕКЦИИ ВОЛНОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ФОНЕ ТРЕНДОВ В ДАННЫХ СПУТНИКОВЫХ НАБЛЮДЕНИЙ ТЕРМОСФЕРЫ

Регистрация волновых процессов в атмосфере/ионосфере сталкивается с трудностью распознавания волновых возмущений на фоне мощных низкочастотных трендов атмосферных/ионосферных параметров. Общепринятым подходом к выделению волновых возмущений в таких условиях является исключение тренда из исходного ряда данных. Но различные методы аппроксимации тренда, используемые разными группами исследователей, порождают на выходе различные профили волн. Особенно заметно различия проявляются в спектральной области, в которой, в зависимости от метода вписывания тренда, усиливаются или подавляются различные частотные составляющие волнового процесса. Цель работы — построение корректного метода декомпозиции сигнала на тренд и волновой процесс для случая, когда тренд и волна разделены между собой в частотной области (что характерно, в частности, для акустических и гравитационных типов волн в термосфере Земли). Методы исследования — цифровая обработка сигналов и спектральный анализ. В работе развиты физические подходы и математический аппарат обработки данных. Верификация метода произведена на модельных наборах данных. Впервые поставлена и решена задача оценки погрешности, которую процедура декомпозиции сигнала вносит в характеристику волны. С этой целью анализ погрешности перенесен из пространственно-временной в спектральную область. В области масштабов атмосферных акустических и гравитационных волн погрешность разрешения спектра волн составляет 1...5 %. Указанная погрешность возникает из первых принципов (оценка частоты на конечном интервале накопления данных) и не может быть устранена за счёт «более тщательной» обработки данных. Выяснена природа трудности декомпозиции сигнала на тренд и волну, которая обусловлена растеканием спектра тренда — артефактом цифровой обработки сигнала. Ключом к выделению волновых возмущений является двойная фильтрация данных. На первом этапе производится грубое исключение тренда, ставящее целью устранение перекрытия спектра тренда и волны при условии невнесения искажений в диапазон частот полезного сигнала. На втором этапе остаточный ряд данных пропускается через идеальный фильтр, настроенный на полосу частот волнового процесса. После соответствующей адаптации метод обработки данных, развитый в работе, может быть применён к анализу дистанционных наблюдений ионосферы и к анализу данных других областей исследований.

Ключевые слова: волновые процессы, верхняя атмосфера, космический эксперимент, цифровая обработка сигналов, спектральный анализ.

ВВЕДЕНИЕ

Регистрация волновых процессов в верхней атмосфере Земли, включая её плазменный компонент — ионосферу, во многих случаях сталкива-

ется с трудностью распознавания волновых возмущений на фоне мощных низкочастотных вариаций атмосферных параметров — трендов. Продемонстрируем суть указанной трудности на примере, взятом из области спутниковых наблюдений термосферных волн.

© Г. В. ЛИЗУНОВ, Т. В. СКОРОХОД, 2018

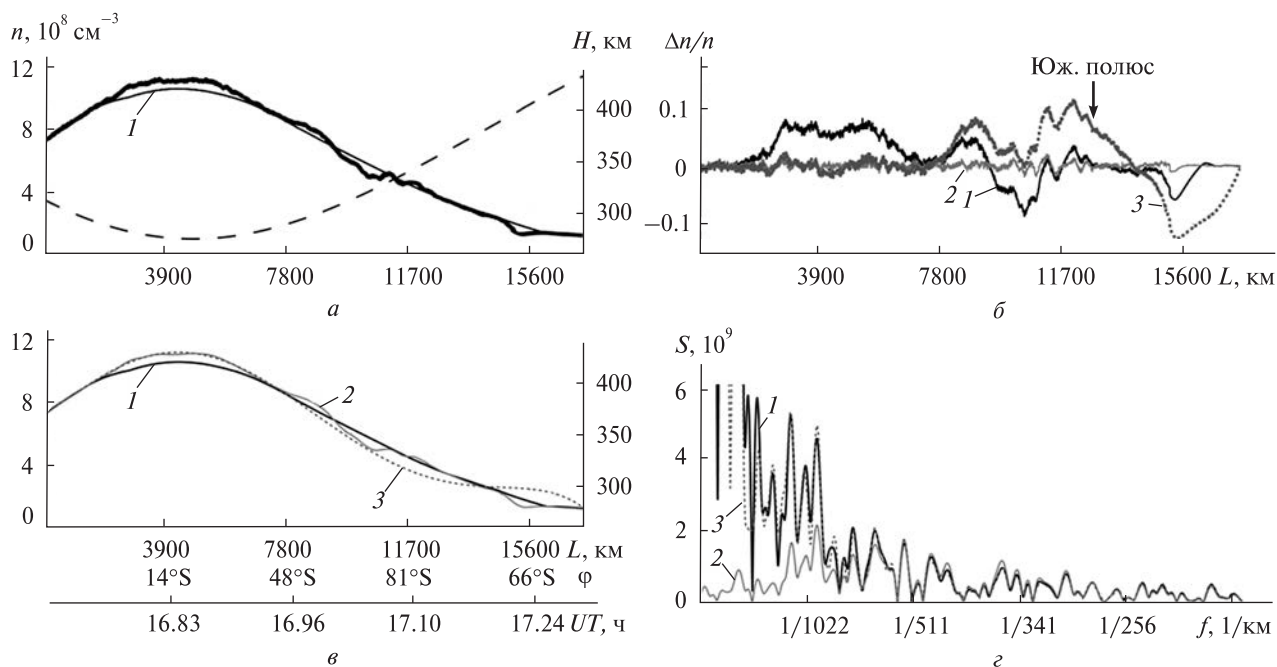


Рис. 1: *a* — распределение концентрации атомарного кислорода вдоль одного из орбитальных витков спутника DE-2 (жирная сплошная кривая) и высота спутника (штриховая кривая); *б* — тренды (1 — аппроксимации тренда скользящим средним по 700 отсчётам, 2 — скользящим средним по 70 отсчётам, 3 — полиномом шестой степени); *в* — соответствующие волновые профили; *г* — их амплитудные спектры

На рис. 1 приведена эпюра данных спутника DE-2 с записью хода концентрации нейтральных частиц вдоль орбиты спутника. Можно видеть, что на протяжении сеанса измерений, который в данном случае длился около половины орбитального витка, концентрация изменилась почти на порядок величины (главным образом в результате изменения высоты спутниковой орбиты), благодаря чему данные содержат значительную трендовую составляющую. «Рябь» на экспериментальной кривой является волновым процессом, подлежащим регистрации.

Общепринятым подходом к выделению волновых возмущений в таких случаях является исключение тренда из исходных данных с помощью того или иного алгоритма его аппроксимации. На рис. 1 показаны три примера аппроксимации тренда, практически использовавшиеся разными группами исследователей. Неудивительно, что разные способы построения тренда порождают на выходе отличающиеся профили волновых возмущений. Обратим внимание также на спектральную область, в которой, в зависимости от ме-

тода оценивания тренда, усиливаются или подавляются различные частотные составляющие волнового процесса. Закономерно возникает вопрос о погрешности, которую процедура фильтрации привносит в характеристику волны; этот вопрос до сих пор не ставился в литературе.

Несмотря на то что методам обработки и анализа геокосмических наблюдений посвящена обширная литература (из отечественных источников назовём монографии [1, 6]), вопросы, описанные выше, остаются открытыми. Последние годы получили распространение эвристические методы декомпозиции экспериментальных данных (например, по признаку равенства или неравенства нулю средних значений трендовой и волновой составляющих), которые, однако, не гарантируют корректности полученных решений [7, 8, 12]. Нами разработан строгий частный метод селекции волн, относящийся к случаю, когда тренд и волна разделены между собой в частотной области (что характерно, например, для условий распространения акустических и гравитационных волн в верхней атмосфере).

ВХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Входными для обработки служат данные контактных спутниковых измерений газодинамических параметров термосферы (концентраций газовых компонентов, температуры и скорости), собранные в результате реализации миссий АЕ-С, АЕ-Д, АЕ-Е и DE-2 в период с 1973 по 1983 гг. [7, 14–17]. Данные спутников АЕ-Е и DE-2 доступны на web-сайте НАСА «National Space Science Data Center». Эти данные имеют определённые свойства. Во-первых, отчёты измерений привязаны к местоположению спутника, и, таким образом, воспроизводят распределение атмосферного параметра относительно орбитального витка $s = s(x)$, где координата x отсчитывается вдоль траектории спутника. Соответственно преобразование Фурье возвращает исследователю одномерный пространственный спектр данных $S = S(f)$, где $f = 1/\lambda_x$ — пространственная частота, λ_x — кажущаяся длина волны (измеренная вдоль орбиты спутника). Во-вторых, известно, что изменение параметров атмосферы в течение сеанса наблюдений вызывается физическими процессами разных временных и пространственных масштабов, благодаря чему в экспериментальных данных можно выделить следующие базовые компоненты (рис. 2):

- тренд — глобальная зависимость атмосферных параметров от высоты, широты и локального времени (линия 1 на рис. 2). В верхней термосфере горизонтальный масштаб тренда обычно составляет более 10000 км;
- полезный сигнал — волновой процесс в диапазоне горизонтальных длин волн $\lambda_x = 100...2500$ км (атмосферные акустические и гравитационные волны; линия 2);
- приборные шумы, заполняющие весь спектр данных, но доминирующие в коротковолновой области (линия 3).

Поскольку тренд и волновой процесс разделены между собой в спектральной области, то для селекции волн, казалось бы, необходимо и достаточно пропустить данные через идеальный полосовой фильтр, настроенный на область частот волнового процесса (линия 4). В действительности же применение такой процедуры породит артефакты цифровой обработки данных,

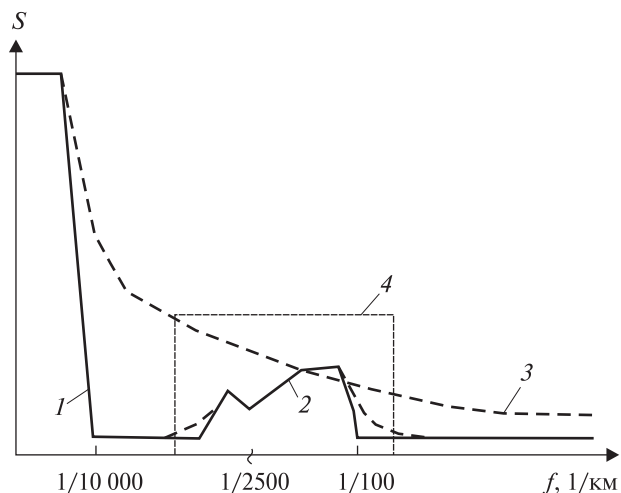


Рис. 2. Структура спектра данных: 1 — тренд, 2 — волновой процесс, 3 — приборные шумы, 4 — идеальный полосовой фильтр, штриховые линии — растекание спектра при цифровой обработке сигнала

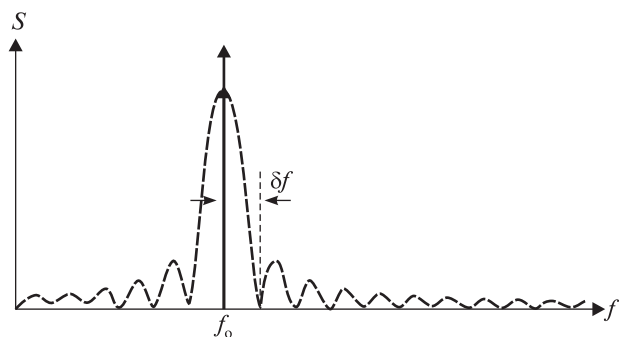


Рис. 3. Растекание спектра монохроматического сигнала (дельта-функция) на конечном интервале накопления данных (функция sinc)

целиком искажающие полезный сигнал. В литературных источниках, посвященных наблюдениям волновых процессов в термосфере, это обстоятельство до сих пор не комментировалось.

РАСТЕКАНИЕ СПЕКТРА ТРЕНДА

Введём обозначения:

- $s(x)$ — ход атмосферного параметра в пространственной области (сигнал),
- $\bar{s}(x)$ — его осреднённая составляющая (тренд),
- $S(f)$ — результат дискретного преобразования Фурье (ДПФ) функции $s(x)$,
- $x(n) = n/f_s$ — дискретная координата,

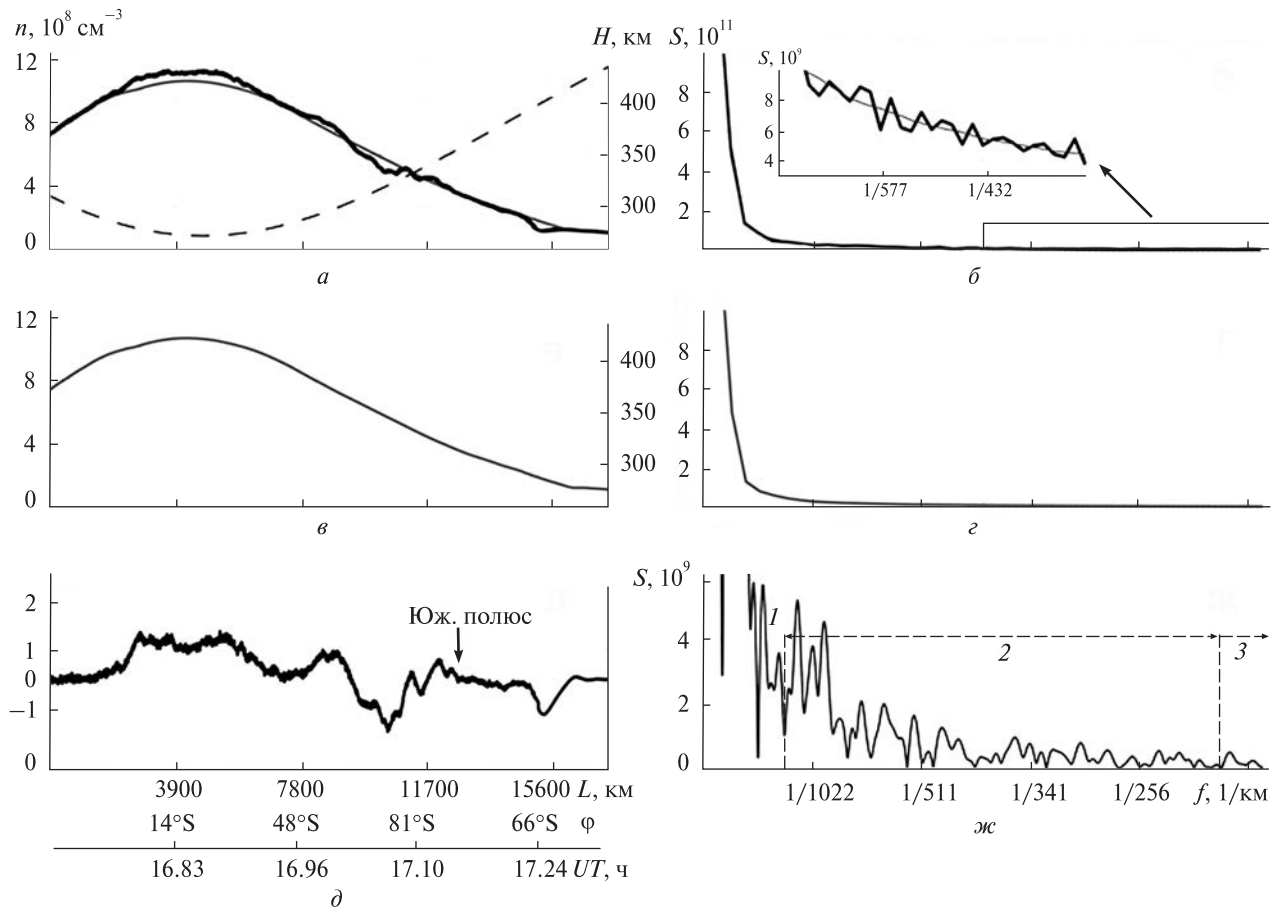


Рис. 4. Селекция волновых возмущений в экспериментальных данных: *a* — исходные данные; *б* — амплитудный спектр данных (чёрная кривая) и тренда (серая кривая); *в* — тренд; *г* — амплитудный спектр тренда; *д* — разностный сигнал; *ж* — амплитудный спектр разностного сигнала (*1* — остатки тренда, *2* — волновой диапазон, *3* — шумы)

f_x — пространственная частота дискретизации,

$f(m) = m f_s / N$ — дискретная частота,

L — длина сеанса измерения вдоль орбиты спутника (интервал накопления данных),

$N = f_s L$ — количество отсчётов в ряде данных,

$n, m = 0, N - 1$.

Продолжительность сеансов измерений атмосферных параметров в спутниковых экспериментах обычно не превышала $L = 10000 \dots 20000$ км (без лагун и разрывов). Конечность параметра L порождает «растекание» монохроматических компонентов регистрируемого сигнала согласно функции sinc [2]:

$$\delta(f - f_0) \rightarrow L \text{sinc}(\pi(f - f_0)L), \quad (1)$$

где f_0 — частота монохроматического компонента сигнала, $\text{sinc}(X) = \sin(X) / X$ (рис. 3). Следствием эффекта растекания является уширение спектральных линий в пределах основного лепестка функции sinc и связанное с этим ограничение на разрешающую способность ДПФ:

$$\delta f = 1 / L \text{ или } \delta f / f_0 = 1 / m. \quad (2)$$

Кроме того, часть спектральной энергии растекается вдоль боковых лепестков функции sinc, как это схематически и без соблюдения пропорций показано на рис. 2 штриховыми линиями.

Рис. 4 демонстрирует растекание спектра натуральных данных. На рис. 4, б показан ампли-

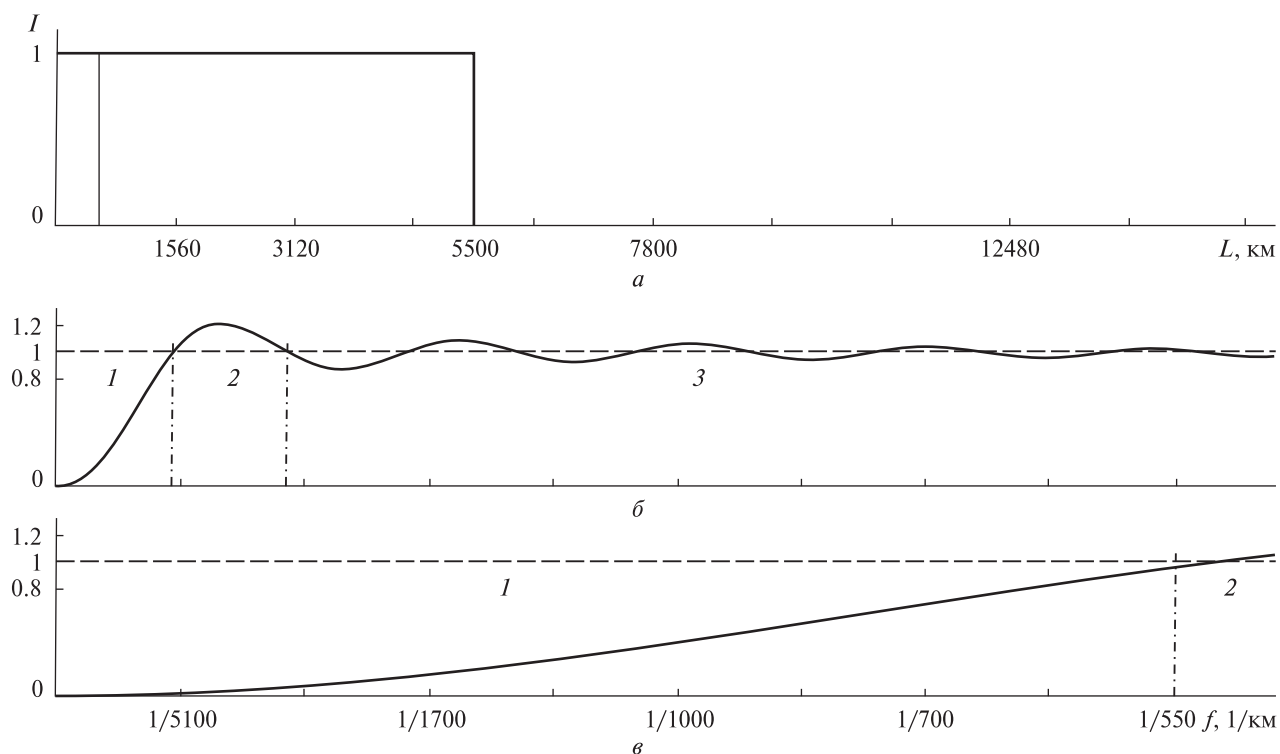


Рис. 5. Фильтр верхних частот на основе простого скользящего среднего: *a* — окно усреднения в пространственной области (тонкая кривая — длина окна 550 км, жирная кривая — 5500 км); *б* — частотная характеристика фильтра с окном 5500 км; *в* — частотная характеристика фильтра с окном 550 км. Область 1 — полоса запираения, область 2 — полоса пульсаций, область 3 — полоса пропускания

тудный спектр ДПФ входной последовательности данных, на рис. 4, z — спектр тренда, который для сравнения воспроизведён на рис. 4, b тонкой линией. Можно видеть, что в спектральной области тренд, хотя и не является колебательным процессом, целиком «накрывает» волновую составляющую. Смещение спектров тренда и волны возникает по причине того, что вследствие растекания тренд распространяется в область частот волнового процесса. Поскольку трендовая составляющая велика, а волновая мала, высшие гармоники тренда превышают основные гармоники волны. Это делает невозможным использование полосового фильтра для селекции полезного сигнала. В таких условиях единственным решением является предварительное исключение тренда из самих исходных данных, и лишь затем — фильтрация волнового возмущения.

ИСКЛЮЧЕНИЕ ТРЕНДА

Задача этого этапа обработки состоит не в том, чтобы устранить тренд неким максимально точным образом, а только в том, чтобы уменьшить подверженную растеканию среднюю составляющую сигнала. Приемлемы разные способы аппроксимации тренда, при условии, что они обеспечивают выполнение двух требований: эффективное устранение перекрытия спектра тренда и волны, и невнесение искажений в диапазон частот полезного сигнала. Так, представление тренда интерполяционным полиномом (что является широко используемым методом усреднения данных) может порождать непредсказуемые возмущения волновой составляющей. В данной работе используется метод простого скользящего среднего — как универсальная и полностью контролируемая процедура. Единственным управляющим параметром в этом случае выступает

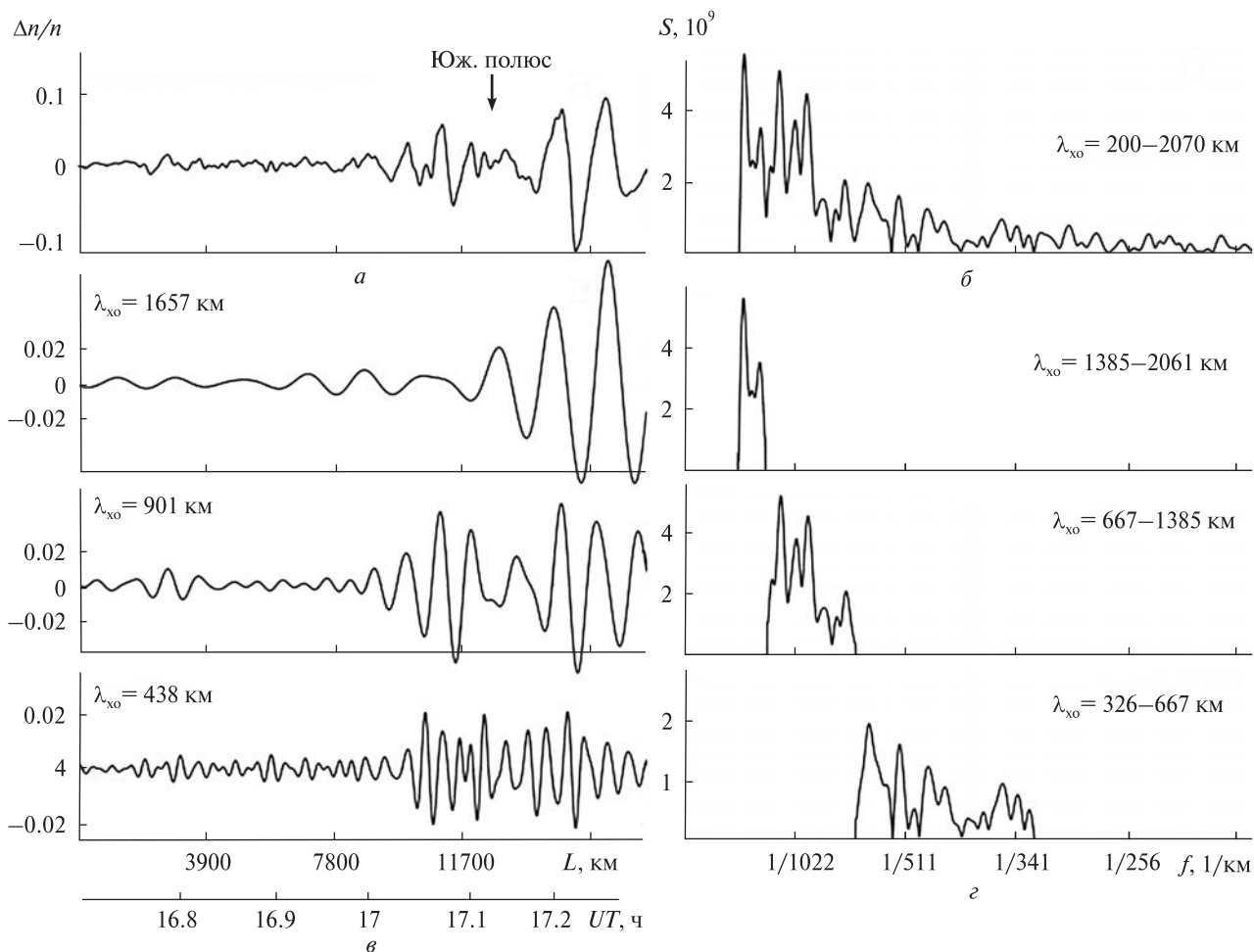


Рис. 6. Фильтрация волнового возмущения: а — волновой профили; б — амплитудный спектр; в — составляющие волновые пакеты; г — соответствующие амплитудные спектры

длина окна сглаживания данных $L_{ave} = K_{ave} / f_s$, где K_{ave} — количество отсчётов, по которым производится усреднение. Практически бра-лось $L_{ave} \sim 5000$ км. Математическая реализация фильтра скользящего среднего описана в При-ложении.

Снятие тренда скользящим средним можно трактовать как обработку входного ряда данных цифровым фильтром с частотной характеристикой:

$$H(f) = 1 - \text{sinc}(\pi f L_{ave}), \quad (3)$$

график которой представлен на рис. 5. В области частот $f > 2 / L_{ave}$ фильтр близок к идеальному (область 3 на рис. 5). В переходной полосе (об-ласть задержания 1 и область пульсаций 2)

фильтр сложным образом модифицирует исход-ный спектр данных. Эта часть спектра подлежит дальнейшему обнулению, тем более что после вычитания тренда информация о нижних часто-тах сигнала всё равно теряется.

Фильтр скользящего среднего использовал-ся ранее многими исследователями [3–5, 11, 13]. При этом параметры фильтра не всегда подбирались должным образом. В ряде случа-ев задавалось значение $L_{ave} \sim 500$ км, в то вре-мя как длины волн, подлежащих фильтрации, составляли более 600 км, т. е. лежали в полосе среза фильтра. Полученные таким образом волновые профили, очевидно, нельзя считать достоверными.

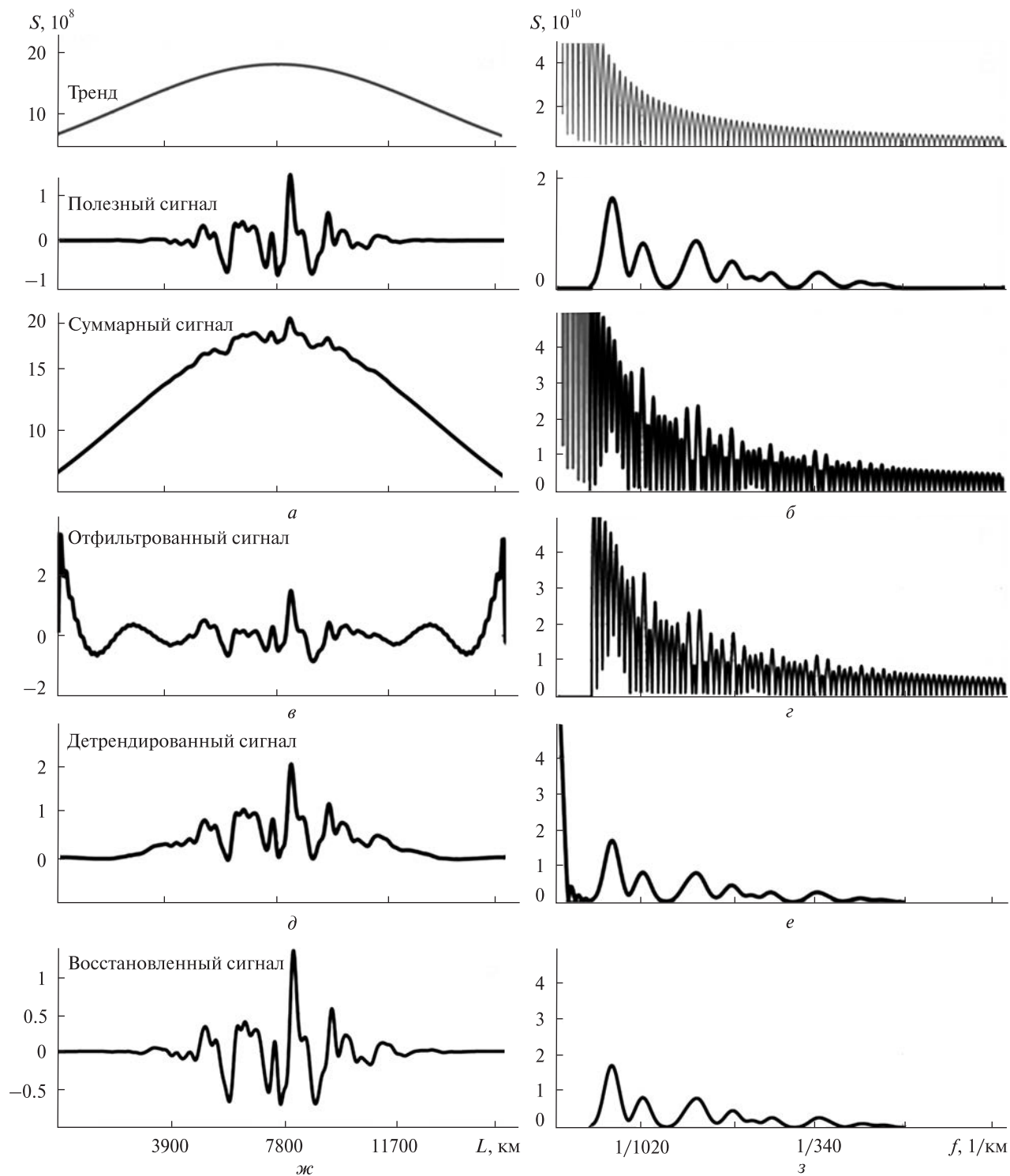


Рис. 7. Обработка модельного сигнала: *a* — входной сигнал и его составляющие, имитирующие тренд и волновое возмущение; *б* — амплитудные спектры; *в, г* — результат полосовой фильтрации входного сигнала без изъятия тренда; *д, е* — детрендрованный сигнал; *ж, з* — полосовая фильтрация детрендрованного сигнала

СЕЛЕКЦИЯ ВОЛНОВОГО ПРОЦЕССА

Исследуем разностный сигнал, сформированный путём исключения тренда из исходного ряда данных $\tilde{s}(x) = s(x) - \bar{s}(x)$. На рис. 4, *д, ж* представлены графики $\tilde{s}(x)$ и амплитудного спектра этой функции. В области нижних частот спектр засорён остатками тренда (область 1 на рис. 4, *ж*). Волновое возмущение выделяется в области 2. Порог обнаружения волны ограничивается уровнем шумов (область 3). Селекция волнового профиля $s_{wave}(x)$ производится путём обнуления отсчётов вне области 2 и вычислением обратного ДПФ, как показано на рис. 6. Отметим, что в частотной области волновой процесс визуально распадается на три волновых пакета: $\lambda_x = 1400 \dots 2000$ км, $\lambda_x = 660 \dots 1400$ км и $\lambda_x = 320 \dots 660$ км. Обратное ДПФ области 3 восстанавливает шумовой компонент данных $s_{noise}(x)$ (на рисунке не приведен).

Подсуммируем основные ступени алгоритма обработки.

1. Грубое удаление тренда из исходного ряда данных. Конкретный способ аппроксимации тренда не существен при условии, что процедура исключения тренда эффективно уменьшает растекающийся компонент, не внося искажений в диапазон частот волнового процесса.

2. Полосовая фильтрация спектра остаточного сигнала.

3. Построение профиля волны $s_{wave}(x)$ путём вычисления обратного ДПФ.

Волновой профиль $s_{wave}(x)$ является завершённым продуктом обработки данных. При необходимости исследователь может подвергнуть его дальнейшему анализу (вейвлет-анализу и т. п.). Отметим, что параллельно получает решение задача определения истинного хода тренда атмосферных параметров:

$$s_{trend} = s(x) - s_{wave}(x) - s_{noise}(x).$$

ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА

Описанный выше алгоритм тестировался на модельных наборах данных (селекция гармонического сигнала на фоне гауссового тренда и т. п.). Один из примеров приведен на рис. 7. Рассмотрим аналоговый сигнал:

$$\begin{aligned} s(x) = & 18 \cdot 10^8 \exp[10^{-6} \cdot (-(x-1000)^2)] + \\ & + 8 \cdot 10^6 \exp(10^{-5} \cdot (-(x-1000)^2)) \times \\ & \times \left\{ \sin\left(\frac{93\pi x}{2024}\right) + 0.5 \cdot \sin\left(\frac{97\pi x}{2024}\right) + \right. \\ & + 0.5 \cdot \sin\left(\frac{109\pi x}{2024}\right) + 1.5 \cdot \sin\left(\frac{47\pi x}{2024}\right) + \\ & + 3 \cdot \sin\left(\frac{51\pi x}{2024}\right) + 2.1 \cdot \sin\left(\frac{63\pi x}{2024}\right) + \\ & + 0.9 \cdot \sin\left(\frac{70\pi x}{2024}\right) + 1.2 \cdot \sin\left(\frac{77\pi x}{2024}\right) + \\ & \left. + 7 \cdot \sin\left(\frac{20\pi x}{2024}\right) + 3.5 \cdot \sin\left(\frac{31\pi x}{2024}\right) \right\}, \quad (4) \end{aligned}$$

где первая составляющая в правой части имитирует тренд, другие — волновой процесс, состоящий в данном случае из трех волновых пакетов, каждый из которых, в свою очередь, содержит несколько несущих частот. Амплитуда волны составляет около 1 % величины тренда. График сигнала (4) показан на рис. 7, *а*. Отметим, что фурье-спектры аналитических зависимостей тренда и волны не перекрываются между собой. Цифровая обработка производится на интервале накопления данных $L = 15600$, имитирующем условия космического эксперимента. В результате дискретизации сигнала на этом интервале происходит растекание спектра — как тренда, так и волны, причем хвост спектра тренда целиком поглощает полезный сигнал (рис. 7, *б*). На рис. 7, *в* показана попытка фильтрации исходных данных без изъятия тренда. Как и следовало ожидать, характеристики волнового процесса существенно искажаются. На рис. 7, *д* — *з* представлен результат селекции волнового процесса по методу данной работы. Погрешность восстановления волнового профиля составляет 0.25 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, ключом к селекции волновых возмущений на фоне трендов является своеобразная двойная фильтрация данных. На первом этапе производится грубое исключения тренда

(в данной работе — методом простого скользящего среднего, но это не единственный способ устранения тренда, здесь важно проследить, чтобы частотная характеристика тренда не искажала полезный сигнал). На втором этапе остаточный ряд данных пропускается через идеальный фильтр, настроенный на полосу частот волнового процесса. В области спутниковых наблюдений термосферы нам известна единственная работа [10], в которой вышеописанный подход был ранее концептуально реализован.

Приведенное исследование основано на пошаговом контроле изменений, которые обработка данных вносит в частотное представление данных. Благодаря этому удалось выяснить природу сложности декомпозиции сигнала на волну и тренд, заключающуюся не в наличии тренда как такового, а в растекании спектра тренда — артефакте цифровой обработки сигнала, приводящем к перекрытию спектра тренда и спектра волны. В спектральную область также перенесен анализ погрешностей. В области масштабов атмосферных акустических и гравитационных волн погрешность разрешения частотного состава волн составляет $\delta f/f = \delta\lambda_x/\lambda_x = 1/m \sim 1...5\%$. Данная погрешность возникает из первых принципов (оценка частоты на конечном интервале накопления данных) и не может быть устранена за счёт «более тщательной» обработки данных.

Можно надеяться, что дальнейшее применение метода данной работы позволит ввести в научный оборот большой массив измерений старых спутников (в том числе данных измерений концентраций газовых компонентов термосферы прибором NACS), до сих пор мало востребованных из-за сложностей фильтрации полезного сигнала. После соответствующей адаптации метод может быть применён к обработке экспериментальных данных в других предметных областях.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Алгоритм исключения тренда методом скользящего среднего

Усреднение данных производится с использованием простого скользящего среднего:

$$\bar{s}(n) = \frac{1}{2K+1} \sum_{i=-K/2}^{K/2} s(n+i), \quad (A1)$$

где нечётное число $2K+1 = K_{ave}$ — количество отсчётов, по которым вычисляется среднее арифметическое. Важную роль играет выбор способа суммирования отсчётов на краях ряда данных $n < K$ и $n > N - K$. Одна из возможностей состоит в формировании недостающих отсчётов путём периодического продолжения ряда: $s(n+N) = s(n)$. В этом случае справедлива теорема о круговой свёртке, согласно которой спектр суммы (A1) равен

$$\bar{S}(m) = G(m) \cdot S(m), \quad (A2)$$

где $\bar{S}(m)$ — ДПФ трендовой составляющей, $G(m)$ — частотная характеристика фильтра скользящего среднего [2]:

$$G(m) = \frac{1}{K_{ave}} \frac{\sin(\pi m K_{ave} / N)}{\sin(\pi m / N)}. \quad (A3)$$

В рабочем диапазоне частот $m \ll N$ функция (A3) переходит в sinc:

$$G(m) \approx \text{sinc}(\pi m K_{ave} / N). \quad (A4)$$

Тогда спектр ДПФ разностного сигнала $\tilde{s}(n) = s(n) - \bar{s}(n)$ равен

$$\begin{aligned} \tilde{S}(m) &= S(m) - \bar{S}(m) = \\ &= (1 - G(m))S(m) = H(m)S(m), \end{aligned} \quad (A5)$$

где

$$H(m) = 1 - \text{sinc}(\pi m K_{ave} / N). \quad (A6)$$

Переходя к физическим параметрам — частоте $f = m f_s / N$ и длине интервала усреднения $L_{ave} = K_{ave} / f_s$, приводим функцию $H(m)$ к виду (3) из основной части статьи.

На практике на краях ряда данных следует использовать другой способ вычисления суммы (A1):

$$\bar{s}(1) = s(1),$$

$$\bar{s}(2) = [s(1) + s(2) + s(3)] / 3,$$

$$\bar{s}(3) = [s(1) + s(2) + s(3) + s(4) + s(5)] / 5$$

и т. д. вплоть до $n = K$, и аналогичным образом при $n > N - K$. Такая процедура эквивалентна взвешиванию данных окном, плавно обнуляющим сигнал на краях интервала измерения, что

подавляет растекание спектра сигнала. В этом случае частотную характеристику фильтра (А6) следует рассматривать как приближённую.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лазоренко О. В., Черногор Л. Ф. Сверхширокополосные сигналы и процессы: Монография. — Х.: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2009. — 576 с.
2. Лайонс Р. Цифровая обработка сигналов: Пер. с англ. — М.: ООО Бином-Пресс, 2006. — 656 с.
3. Скороход Т. В., Лизунов Г. В. Локализованные пакеты акустико-гравитационных волн в ионосфере // Геоматематизм и аэрономия. — 2012. — 52, № 1. — С. 1—6.
4. Фаткуллин М. Н., Заруцкая Е. В., Фаткуллина В. А. Глобальные пространственные характеристики среднemasштабных волнообразных неоднородностей на высотаз области F ионосферы при различных уровнях магнитосферной активности. — М.: ИЗМИРАН, 1990. — Препринт № 41 (926).
5. Федоренко А. К. Відтворення характеристик атмосферних гравітаційних хвиль в полярних регіонах на основімас-спектрометричних супутникових вимірювань // Радиофизика и радиоастрономия. — 2009. — 14, № 3. — С. 254—265.
6. Черногор Л. Ф. Радиофизические и геомагнитные эффекты стартов ракет: Монография. — Х.: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2009. — 386 с.
7. Dalgarno A., Hanson W. B., Spencer N. W., Schmerling E. R. The Atmosphere Explorer mission // Radio Sci. — 1973. — 8, N 4. — P. 263—266. — doi: 10.1029/RS008i004p00263
8. Eckner A. Algorithms for Unevenly Spaced Time Series: Moving Averages and Other Rolling Operators // Working Paper. — 2017. — 14 p.
9. Eckner A. A Note on Trend and Seasonality Estimation for Unevenly Spaced Time Series // Working Paper. — 2018. — 8 p.
10. Gross S. H., Reber C. A., Huang F. T. Large-scale waves in the thermosphere observed by the AE-C satellite // Trans. Geosci. and Remote sensing. — 1984. — GE-22, N 4. — P. 340—351.
11. Hedin A. E., Mayr H. G. Characteristics of Wavelike Fluctuations in Dynamics Explorer Neutral Composition Data // J. Geophys. Res. — 1987. — 92(A10). — P. 11159—11172.
12. Huang N. E., Wu Z. A review on Hilbert-Huang transform: Method and its applications to geophysical studies // Revs Geophys. — 2008. — 46, N 2. — 23 p. — doi: 10.1029/2007rg000228
13. Innis J. L., Conde M. Characterization of acoustic-gravity waves in the upper thermosphere using Dynamics Explorer 2 Wind and Temperature Spectrometer (WATS)

- and Neutral Atmosphere Composition Spectrometer (NACS) data // J. Geophys. Res. — 2002. — 107 (A12). — P. 1418—1439. — doi:10.1029/2002JA009370
14. Kramer H. J. Observation of the Earth and Its Environment: 4th edit. — Springer, 2002. — 1514 p., 522 illustrations, 857 tables.
 15. Rice C. J., Carter V. L., LaValle S. R., Chater W. T., Jones D. A., King C. G., Nelson D. F. Atmosphere Explorer pressure measurements: Ion gauge and capacitance manometer // Radio Sci. — 1973. — 8, N 4. — P. 305—314. — doi: 10.1029/RS008i004p00305
 16. Spencer N. W., Niemann H. B., Carignan G. R. The neutral-atmosphere temperature instrument // Radio Sci. — 1973. — 8, N 4. — P. 287—296. — doi: 10.1029/RS008i004p00287
 17. Spencer N. W., Wharton L. E., Niemann H. B., Hedin A. E., Carignan G. R., Maurer J. C. The Dynamics Explorer Wind and Temperature Spectrometer // Space Sci. Instrum. — 1981. — 5. — P. 417—428.

Стаття надійшла до редакції 04.09.2018

REFERENCES

1. Lazorenko, O., Chernogor, L. (2009) Ultra-wideband signals and processes: Monograph. *Kharkiv: V. Karazin KhNU* [in Russian].
2. Lyons R. G. (2004) Understanding digital signal processing. Prentice Hall, 2 edition [in English].
3. Skorokhod T. V., Lizunov G. V. (2012) Localized packets of acoustic-gravity waves in the ionosphere. *Geomagnetism and Aeronomy*, 52 (1): 88—93 [in English].
4. Fatkullin, M., Zarutskaya, E., Fatkullina, V. (1990) Global spatial characteristics of medium-scale undulating inhomogeneities at the height of the F region of the ionosphere at different levels of magnetospheric activity. *Moscow, IZMIRAN, preprint 41(926)* [in Russian].
5. Fedorenko, A. (2009) Reproduction of atmospheric gravitational wave characteristics in polar regions based on mass spectrometric satellite measurements. *Radio physics and radio astronomy*, 14(3): 254—265 [in Ukrainian].
6. Chernogor, L. (2009) Radiophysical and geomagnetic effects of missile launches. Monograph. *Kharkiv: V. Karazin KhNU* [in Russian].
7. Dalgarno, A., Hanson, W. B., Spencer, N. W., Schmerling, E. R. (1973) The Atmosphere Explorer mission. *Radio Sci.*, 8(4): 263—266. — doi: 10.1029/RS008i004p00263 [in English]
8. Eckner, A. (2017, April 3) Algorithms for Unevenly Spaced Time Series: Moving Averages and Other Rolling Operators. ECKNER.com, from <http://www.eckner.com/papers/Algorithms%20for%20Unevenly%20Spaced%20Time%20Series.pdf> [in English].
9. Eckner, A. (2018, June 11) A Note on Trend and Seasonality Estimation for Unevenly Spaced Time Series, from <http://www.eckner.com/papers/Trend%20and%20Sea->

- sonality%20Estimation%20for%20Unevenly%20Spaced%20Time%20Series.pdf [in English].
10. Gross S. H., Reber C. A., Huang F. T. (1984) Large-scale waves in the thermosphere observed by the AE-C satellite. *The Transactions of Geoscience and Remote Sensing*, GE-22(4): 340–351 [in English].
 11. Hedin, A. E., Mayr, H. G. (1987) Characteristics of Wavelike Fluctuations in Dynamics Explorer Neutral Composition Data. *J. Geophys. Res.*, **92**(A10): 11159–11172 [in English].
 12. Huang, N. E., Wu, Z. (2008) A review on Hilbert-Huang transform: Method and its applications to geophysical studies. *Revs Geophysics*, **46**(2): 23 p. — doi:10.1029/2007rg000228 [in English].
 13. Innis, J. L., Conde, M. (2002) Characterization of acoustic-gravity waves in the upper thermosphere using Dynamics Explorer 2 Wind and Temperature Spectrometer (WATS) and Neutral Atmosphere Composition Spectrometer (NACS) data. *J. Geophys. Res.*, **107**(A12): 1418–1439. — doi:10.1029/2002JA009370 [in English].
 14. Kramer, H. J. (2002) Observation of the Earth and Its Environment: monograph, *Springer* [in English].
 15. Rice, C. J., Carter, V. L., LaValle, S. R., Chater, W. T., Jones, D. A., King, C. G., Nelson D. F. (1973) Atmosphere Explorer pressure measurements: Ion gauge and capacitance manometer. *Radio Sci.*, **8**(4): 305–314. — doi:10.1029/RS008i004p00305 [in English]
 16. Spencer, N. W., Niemann, H. B., Carignan, G. R. (1973) The neutral-atmosphere temperature instrument. *Radio Sci.*, **8**(4): 287–296. — doi:10.1029/RS008i004p00287 [in English]
 17. Spencer, N. W., Wharton, L. E., Niemann, H. B., Hedin, A. E., Carignan, G. R., Maurer, J. C. (1981) The Dynamics Explorer Wind and Temperature Spectrometer. *Space Sci. Instrumentation*, **5**: 417–428 [in English].

Received 04.09.2018

Г. В. Лізунов, Т. В. Скороход

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

ПРО СЕЛЕКЦІЮ ХВИЛЬОВИХ ЗБУРЕНЬ НА ФОНІ ТРЕНДІВ У ДАНИХ СУПУТНИКОВИХ СПОСТЕРЕЖЕНЬ ТЕРМОСФЕРИ

Реєстрація хвильових процесів в атмосфері/іоносфері стикається зі складністю розпізнавання хвильових збурень на фоні потужних низькочастотних трендів атмосферних/іоносферних параметрів. Загальноприйнятим підходом до виділення хвильових збурень в таких умовах являється вилучення тренда з вихідного ряду даних. Але різні методи апроксимації тренду, які використовують різні дослідники, породжують на виході різні про-

філі хвиль. Особливо помітно відмінності проявляються у спектральній області, в якій, в залежності від методу вписування тренду, підсилюються або пригнічуються різні частотні складові хвильового процесу. Метою роботи була побудова коректного методу декомпозиції сигналу на тренд і хвильовий процес для випадку, коли тренд та хвиля розділені між собою в частотній області (що характерно, частково, для акустичних і гравітаційних типів хвиль в термосфері Землі). Методи дослідження — цифрова обробка сигналів і спектральний аналіз. У роботі розвинуто фізичні підходи та математичний апарат обробки даних. Верифікацію методу було проведено на модельних наборах даних. Вперше поставлено та розв'язано задачу оцінки похибки, яку процедура декомпозиції сигналу вносить до характеристики хвилі. З цією метою аналіз похибки було перенесено з просторово-часової області до спектральної. В області масштабів атмосферних акустичних і гравітаційних хвиль похибка роздільності спектру хвиль складає 1...5 %. Вказана похибка виникає з перших принципів (оцінка частоти на кінцевому інтервалі накопичення даних) і не може бути усунена за рахунок «більш якісної» обробки даних. Виявлена природа складності декомпозиції сигналу на тренд і хвилю, яка обумовлена розтіканням спектру тренду — артефакту цифрової обробки сигналу. Ключем до виділення хвильових збурень являється подвійна фільтрація даних. На першому етапі відбувається грубе виключення тренду, що має за мету усунення перекриття спектрів тренду та хвилі за умови невнесення спотворень в діапазон частот корисного сигналу. На другому етапі залишковий ряд даних пропускається через ідеальний фільтр, налаштований на смугу частот хвильового процесу. Після відповідної адаптації метод обробки даних, розвинутий в роботі, може бути використаний до аналізу дистанційних спостережень іоносфери та до аналізу даних інших областей досліджень.

Ключові слова: хвильові процеси, верхня атмосфера, космічний експеримент, цифрова обробка сигналів, спектральний аналіз.

G. V. Lizunov, T. V. Skorokhod

Space Research Institute of the National Academy
of Sciences of Ukraine and the State Space Agency
of Ukraine, Kyiv, Ukraine

SELECTION OF WAVE DISTURBANCES AGAINST THE BACKGROUND OF TRENDS IN THE DATA OF THERMOSPHERE SATELLITE OBSERVATIONS

Registration of the wave processes in atmosphere/ionosphere is linked with the difficulty of recognizing the wave disturbances against the background of powerful low-frequency trends of atmospheric/ionospheric parameters. The conventional approach to the selection of a wave under such conditions is an exclusion of a trend from original data series.

Different groups of authors use various methods of trend approximation that causes different wave profiles at the output. Especially noticeable differences appear in the spectral domain, in which various spectral components of the wave process are amplified or suppressed depending on the method of trend fitting. The goal of present work was to develop a correct method for decomposing signal on a trend and wave process for the case when the trend and the wave are separated in the frequency domain (which is typical, in particular, for acoustic and gravity waves in the Earth's thermosphere). Used research methods were the digital signal processing and spectral analysis. Physical approaches and mathematical methods for data processing were developed. Verification of methods was performed on the model data sets. The problem of estimation of the error inserted to wave characteristic by data decomposition procedure was formulated and solved for the first time. For this purpose, the error analysis was transferred from the spatial-temporal domain to the spectral one. On atmospheric acoustic and gravity waves scales the error of the wave

spectrum resolution is 1–5 %. This error arises from the basic principles of frequency estimation on finite data interval and could not be eliminated due to “more thorough” data processing. The nature of difficulty of signal decomposition on the trend and the wave was revealed; it is caused by the trend spectrum spreading that is an artifact of digital signal processing. The solution of the problem of wave disturbance selection was realized using dual data filtering. At the first stage, a rough exclusion of the trend was done. This stage is aimed at the elimination of trend and wave spectrum overlapping upon the condition that algorithm of trend exclusion doesn't distort the frequency range of the useful signal. At the second stage, the residual data series were passed through an ideal filter tuned to the frequency band of the wave process. After appropriate adaptation, the developed data processing method could be applied to the analysis of remote observations of the ionosphere and in other data mining areas.

Keywords: wave processes, upper atmosphere, space experiment, digital signal processing, spectral analysis

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.069>

Т. О. Борисова, Н. В. Крисанова, Н. Г. Позднякова, А. О. Пастухов,
А. А. Борисов, М. В. Дударенко, К. О. Палієнко, О. Я. Шатурський
Інститут біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, Київ, Україна

ПРОЕКТ: РОЗРОБЛЕННЯ НОВОЇ УНІВЕРСАЛЬНОЇ МЕТОДИКИ ОЦІНЮВАННЯ ТОКСИЧНОСТІ ПЛАНЕТАРНОГО ПИЛУ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ КОСМІЧНИХ МІСІЙ

Пілотовані позаземні місії та освоєння нових планет вимагають оцінки ризику токсичності планетарного пилу. Підготовка перспективних місій (особливо найближчі плани створення навколomisячної станції) вимагають якнайшвидшого розроблення методології експрес-аналізу токсичності компонентів навколишнього середовища. Нещодавно робочою групою проекту вперше показано відсутність суттєвого нейротоксичного впливу симулянтів місячного та марсіанського пилу, але токсичні властивості суміші частинок симулянта марсіанського пилу та карбонових наночастинок. Ці експериментальні дані опубліковані у роботах Pozdnyakova et al., 2017 та Dunne et al., 2010. Запропонований проект передбачає розроблення нової методології, алгоритму оцінки та обладнання, а також відповідних моделей, які можуть передбачувати, прогнозувати та визначати біобезпеку частинок пилу.

Ключові слова: *пілотовані позаземні місії; планетарний та міжзоряний пил; оцінки ризиків; біобезпека; токсичність пилу; методики оцінювання токсичності пилу.*

ВСТУП

Пілотовані позаземні місії та плани освоєння нових планет вимагають оцінки ризику токсичності планетарного пилу. Підготовка перспективних місій (особливо найближчі плани створення навколomisячної станції) вимагають якнайшвидшого розроблення методології експрес-аналізу токсичних компонентів навколишнього середовища.

Дані літературних джерел свідчать, що частинки місячного пилу сорбуються на скафандрах

і потрапляють всередину космічних кораблів [23, 26]. В результаті прямого контакту з частинками місячного пилу протягом декількох місій «Apollo» спостерігалось подразнення очей, дихальних шляхів та шкіри. Формування, склад і фізичні властивості місячного, марсіанського та іншого планетарного пилу та його вплив на здоров'я людини недостатньо охарактеризовані [18, 19, 23]. В організмі ссавців ультрадисперсні частинки можуть тривалий час зберігатись у носовій порожнині, бронхах та альвеолах. Окрім перерозподілу між різними органами, вони транспортуються вздовж сенсорних аксонів нюхового нерва до центральної нервової системи [12, 14, 20]. *In vitro* поглинання ультрадисперсних

© Т. О. БОРИСОВА, Н. В. КРИСАНОВА, Н. Г. ПОЗДНЯКОВА,
А. О. ПАСТУХОВ, А. А. БОРИСОВ, М. В. ДУДАРЕНКО,
К. О. ПАЛІЄНКО, О. Я. ШАТУРСЬКИЙ, 2018

частинок у клітинах відбувається шляхом дифузії або адгезії. Ці частинки проникають крізь клітинні мембрани без фагоцитозу в легенях і в культурі клітин. У клітинах вони знаходяться у незв'язаній з мембраною формі і можуть безпосередньо взаємодіяти з внутрішньоклітинними білками, органелами і ДНК, що може значно підвищити їхній токсичний потенціал.

НОВА УНІВЕРСАЛЬНА МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ ТОКСИЧНОСТІ ПЛАНЕТАРНОГО ПИЛУ

Проект розроблення нової універсальної методики оцінювання токсичності планетарного пилу для перспективних космічних місій ґрунтується на результатах наших попередніх досліджень. Робоча група виконавців проекту має значний досвід роботи з частинками пилу. Нещодавно робочою групою проекту вперше показано відсутність суттєвого нейротоксичного впливу місячного та марсіанського пилу [15] та суттєві токсичні властивості суміші частинок марсіанського пилу та карбонових наночастинок [21], вперше було відкрито нейротоксичні властивості карбонових точок [10] та наноалмазів [22], а також виявлено певні нейротоксичні властивості наночастинок магеміту $\gamma\text{-Fe}_2\text{O}_3$ [7, 13].

Запропонований проект передбачає розроблення нової методології, алгоритму оцінки та обладнання, а також відповідних моделей, які можуть передбачувати, прогнозувати та визначати біобезпеку частинок пилу. На основі проведених досліджень передбачається розроблення та створення макету (а згодом і польотної зразка) установки для експрес-аналізу токсичності пилу.

Оцінку токсичних ризиків для здоров'я буде проведено відповідно до рекомендацій з оцінки ризику нейротоксичності (US Environmental Protection Agency, 1998 року, згідно з пунктом 3 Оцінка небезпеки: 3.1.2 Дослідження на тваринах; 3.1.2.3 Нейрохімічні наслідки нейротоксичності; 3.1.3.4. *In vitro* дані нейротоксикології). Експериментальну підготовку космічного експерименту буде проведено у рамках співробітництва з міжнародною групою дослідників Європейського космічного агентства (ЄКА) та Національного управління з повітроплавання і дослідження космічного простору (НАСА).

Завданнями даного проекту є:

1) оцінювання токсичності різних класів частинок, а саме місячного та марсіанського пилу, який включає неорганічні наночастинки (JSC-1a, Lunar Soil Simulant; JSC, Mars-1A, ORBITEC Orbital Technologies Corporation, Медісон, штат Вісконсин, США), до якого планується додати вуглецеві частинки різного типу гібридизації (нанодіаманти та вуглецеві точки), а також магнітні частинки, кристали рідкоземельних елементів. Для створення «предиктивних» моделей необхідними є знання щодо впливу розміру, форми, структури поверхні та наявності функціональних груп на поверхні мікро- та нанорозмірних частинок на їхню токсичність;

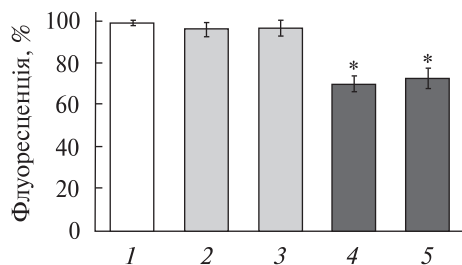
2) оцінювання ризиків для здоров'я від впливу симулянтів місячного та марсіанського пилу відповідно до рекомендацій з оцінки ризику нейротоксичності US EPA;

3) верифікація даних, отриманих з використанням біохімічних методів (радіоізотопного аналізу транспорту нейромедіаторів у нервових терміналях, мембранного потенціалу нервових клітин та тромбоцитів, а також ацидифікації синаптичних везикул та секреторних гранул тромбоцитів), з даними, отриманими з використанням спеціального електрофізіологічного обладнання;

4) розробка методології та алгоритму швидкого оцінювання токсичності частинок пилу при використанні цього обладнання, та введення за потреби кореляційних показників;

5) розробка технічних пропозицій щодо створення макету установки з експрес-аналізу токсичності пилу.

Верифікація експериментальних даних, розробка методології та алгоритму оцінювання токсичного потенціалу частинок пилу створять базу для розроблення та оптимізації польотної космічної установки. Передбачається, що це обладнання буде використано у непілотованих та пілотованих космічних місіях. У обох випадках установка дозволить проводити моніторинг потенційної загрози з боку пилового оточення космічного апарата та частинок пилу, які згідно з даними літературних джерел здатні сорбуватися на скафандрах і потрапляти всередину косміч-



Рівень флуоресценції АО після додавання до синаптосом: 1 — стандартного сольового середовища для встановлення контрольного рівня флуоресценції; 2 — місячного пилу (2.0 мг/мл); 3 — марсіанського пилу (2.0 мг/мл); 4 — місячного пилу (2.0 мг/мл) з додаванням карбонових частинок (0.5 мг/мл); 5 — марсіанського пилу (2.0 мг/мл) з додаванням карбонових частинок (0.5 мг/мл). Зірочкою позначено значення, що суттєво відрізняються від контрольних при рівні значимості $P < 0.05$

них кораблів [23, 26]. Також установка може бути використана для оцінки біобезпеки та ризиків використання пилу *in situ* в космічних технологіях.

Технічні пропозиції для створення установки для оцінювання токсичності планетарного пилу базуватимуться на даних попередньої роботи. У даний час запропонована методика вимірювання токсичності пилу проходить рецензування закордонними експертами та патентування.

В рамках виконання зазначених вище завдань проекту у попередніх дослідженнях нами виявлено наступні факти. З використанням рН-чутливого флуоресцентного зонда акридинового оранжевого (АО) було проаналізовано вплив місячного (JSC-1a, Lunar Soil Simulant) та марсіанського пилу (JSC, Mars-1A), до яких були додані карбонові частинки (вуглецеві точки, синтезовані з тіосечовини та цитринової кислоти) на ацидифікацію синаптичних везикул у нервових терміналях головного мозку щурів (синаптосомах). АО здатний накопичуватися в кислих компартментах клітин згідно з рН-градієнтом. В нервових терміналях до таких структур належать синаптичні везикули, всередині яких рН = 5, що значно нижче за рН цитозолю. Використання цього методичного підходу дає можливість оцінювати здатність везикул до акумуляції нейромедіатора.

На рисунку показано вплив місячного та марсіанського пилу на ацидифікацію синап-

тичних везикул. Додавання до суспензії синаптосом АО (5 мкМ) супроводжувалося гасінням флуоресценції зонда внаслідок його накопичення всередині синаптичних везикул. Стабільний рівень флуоресценції встановлювався за 5 хв, після чого він приймався за 100 % для подальших розрахунків. Виявилось, що додавання стандартного сольового середовища майже не вплинуло на інтенсивність флуоресцентного сигналу (стовпчик 1). Місячний та марсіанський пил, додані у концентрації 2.0 мг/мл у стандартному сольовому середовищі, не впливали на інтенсивність флуоресцентного сигналу (стовпчики 2 і 3), що свідчило про відсутність їхнього впливу на ацидифікацію синаптичних везикул. Додавання карбонових частинок (0.5 мг/мл) до місячного та марсіанського пилу призводило до зниження ацидифікації, і, таким чином, до дисипації протонного градієнта синаптичних везикул під впливом одержаних препаратів (стовпчики 4 і 5).

Отже, карбонвмісний місячний та марсіанський пил є токсичним для нервової системи.

ВИСНОВОК

Виконавцями проекту є п'ять молодих вчених під керівництвом завідувача відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна НАН України. Науковий колектив цього проекту та інститут у цілому мають необхідний науковий досвід, моделі та обладнання для виконання наземної частини експериментів в рамках даного проекту [1—11, 13, 15—17, 21, 22, 24, 25]. Виконавцями проекту опубліковано більш ніж 10 статей у фахових міжнародних журналах з космічних досліджень [1—6, 8, 9, 11, 15, 21]. Також автори проекту мають дві спільні статті у міжнародних виданнях з німецькими колегами, науковими партнерами даного проекту [11, 15]. Запропонований проект визнано переможцем конкурсу молодіжних проєктів, який проводився Інститутом космічних досліджень НАН України і ДКА України у 2017 році в рамках Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень.

ЛІТЕРАТУРА

1. Nervous system injury in response to contact with environmental, engineered and planetary micro- and nano-sized particles // *Front Physiol.* — 2018. — **9**. — P. 728. — DOI: 10.3389/fphys.2018.00728
2. *Borisova T., Himmelreich N.* Centrifuge-induced Hypergravity: [³H]GABA and L-[¹⁴C]glutamate Uptake, Exocytosis and Efflux Mediated by High-Affinity, Sodium-Dependent Transporters // *Adv. Sp. Res.* — 2005. — **36**. — P. 1340—1345.
3. *Borisova T., Kasatkina L.* Glutamate transporters of blood platelets as potential peripheral markers to analyze changes of glutamate transport activity in brain under altered gravity conditions // *J. Gravit. Physiol.* — 2007. — **14**. — P. 81—82.
4. *Borisova T., Krisanova N.* Ground-based hypergravity simulated modeling changed the effects of the glutamate transporter inhibitor on the carrier-mediated glutamate release in low [Na⁺] media from rat brain nerve terminals // *J. Gravit. Physiol.* — 2006. — **13**. — P. 137—138.
5. *Borisova T., Krisanova N.* Presynaptic transporter-mediated release of glutamate evoked by the protonophore FCCP increases under altered gravity conditions // *Adv. Sp. Res.* — 2008. — **42**. — P. 1971—1979.
6. *Borisova T., Krisanova N.* Presynaptic release of glutamate by heteroexchange under altered gravity conditions // *Microgravity Sci. Tec.* — 2009. — **21**. — P. 197—201.
7. *Borisova T., Krisanova N., Borysov A., Sivko R., Ostapchenko L., Babic M., Horak D.* Manipulation of brain nerve terminals by an external magnetic field using D-mannose-coated γ -Fe₂O₃ nano-sized particles and their effects on glutamate transport // *Beilstein J. Nanotechnol.* — 2014. — **5**. — P.778—788.
8. *Borisova T., Krisanova N., Himmelreich N.* Exposure of animals to artificial gravity conditions leads to the alteration of the glutamate release from rat cerebral hemispheres nerve terminals // *Adv. Sp. Res.* — 2004. — **33**. — P. 1362—1367.
9. *Borisova T., Krisanova N., Himmelreich N.* Artificial gravity loading increases the effects of the glutamate transporter inhibitors on the glutamate release and uptake in rat brain nerve terminals // *Microgravity Sci. Tec.* — 2006. — **XVIII-3/4**. — P. 230—233.
10. *Borisova T., Nazarova A., Dekaliuk M., Krisanova N., Pozdnyakova N., Borysov A., Sivko R., Demchenko A. P.* Neuromodulatory properties of fluorescent carbon dots: effect on exocytotic release, uptake and ambient level of glutamate and GABA in brain nerve terminals // *Int. J. Biochem. Cell Biol.* — 2015. — **59**. — P. 203—215.
11. *Dunne M., Sadhukhan A., Rehders M., Brix K., Vogt P. M., Jokuszies A., Mirastschijski U., Borisova T., Slenzka K., Vogt J., Rettberg P., Rabbow E.* Effects of different space relevant environmental stressors including Lunar Dust on microorganisms and human cells of different tissues // 40th International Conference on Environmental Systems, Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., AIAA 2010-6076. — P. 1—21.
12. *Genc S., Zadeoglulari Z., Fuss S. H., Genc K.* The adverse effects of air pollution on the nervous system // *J. Toxicol.* — 2012. — P.782462.
13. *Horák D., Beneš M., Procházková Z., Trchová M., Borysov A., Pastukhov A., Paliienko K., Borisova T.* Effect of O-methyl- β -cyclodextrin-modified magnetic nanoparticles on the uptake and extracellular level of l-glutamate in brain nerve terminals // *Colloids Surf B Biointerfaces.* — 2017. — **149**. — P. 64—71
14. *Kao Y.-Y., Cheng T.-J., Yang D.-M., et al.* Demonstration of an olfactory bulb-brain translocation pathway for zn nanoparticles in rodent cells in vitro and in vivo // *J. Mol. Neurosci.* — 2012. — **2**. — P. 464—71.
15. *Krisanova N., Kasatkina L., Sivko R., Borysov A., Nazarova A., Slenzka K, Borisova T.* Neurotoxic potential of lunar and martian dust: influence on em, proton gradient, active transport, and binding of glutamate in rat brain nerve terminals // *Astrobiology.* — 2013. — **13**. — P. 679—692.
16. *Krisanova N., Sivko R., Kasatkina L., Borysov A., Borisova T.* Excitotoxic potential of exogenous ferritin and apoferritin: Changes in ambient level of glutamate and synaptic vesicle acidification in brain nerve terminals // *Cell. Mol. Neuroscience.* — 2014. — **58**. — P. 95—104.
17. *Krisanova N., Triakash I., Borisova T.* Synaptopathy under conditions of altered gravity: Changes in synaptic vesicle fusion and glutamate release // *Neurochem. Int.* — 2009. — **55**. — P. 724—731.
18. *Lam C.-W., James J. T., McCluskey R., et al.* Pulmonary toxicity of simulated lunar and martian dusts in mice: i. histopathology 7 and 90 days after intratracheal instillation // *Inhal. Toxicol.* — 2002. — **9**. — P. 901—916.
19. *Linnarsson D., Carpenter J., Fubini B., et al.* Toxicity of lunar dust Planet // *Space Sci.* — 2012. — **1**. — P. 57—71.
20. *Oberdörster G., Sharp Z., Atudorei V., et al.* Extrapulmonary translocation of ultrafine carbon particles following whole-body inhalation exposure of rats // *J. Toxicol. Environ. Heal. Part A.* — 2002. — **20**. — P. 1531—1543.
21. *Pozdnyakova N., Pastukhov A., Dudarenko M., Borysov A., Krisanova N., Nazarova A. Borisova T.* Enrichment of Inorganic Martian Dust Simulant with Carbon Component can Provoke Neurotoxicity // *Microgravity Sci. Tec.* — 2017. — **29**. — P. 133—144.
22. *Pozdnyakova N., Pastukhov A., Dudarenko M., Galkin M., Borysov A., Borisova T.* Neuroactivity of detonation nanodiamonds: dose-dependent changes in transporter-mediated uptake and ambient level of excitatory/inhibitory neurotransmitters in brain nerve terminals // *J. Nanobiotechnol.* — 2016. — **14**. — P. 25. — DOI: 10.1186/s12951-016-0176-y.
23. *Rehders M., Grossh user B. B., Smarandache A., et al.* Effects of lunar and mars dust simulants on hacat keratino-

- cytes and cho-k1 fibroblasts // Adv. Sp. Res. — 2011. — 7. — P. 1200—1213.
24. *Shatursky O. Y., Kasatkina L. A., Rodik R. V., Cherenok S. O., Shkrabak A. A., Veklich T. O., Borisova T. A., Kosterin S. O., Kalchenko V. I.* Anion carrier formation by calix[4]arene-bis-hydroxymethylphosphonic acid in bilayer membranes // Org. Biomol. Chem. — 2014. — 12. — P. 9811—9821.
25. *Soldatkin O., Nazarova A., Krisanova N., Borysov A., Kucherenko D., Kucherenko I., Pozdnyakova N., Soldatkina A., Borisova T.* Monitoring of the velocity of high-affinity glutamate uptake by isolated brain nerve terminals using amperometric glutamate biosensor // Talanta. — 2015. — 135. — P. 67—74.
26. *Wallace W. T., Taylor L. A., Liu Y., et al.* Lunar dust and lunar simulant activation and monitoring // Meteorit. Planet. Sci. — 2009. — 7. — P. 961—970.

Стаття надійшла до редакції 12.12.2017

*Т. А. Борисова, Н. В. Крысанова, Н. Г. Позднякова,
А. О. Пастухов, А. А. Борисов, М. В. Дударенко,
К. О. Палиенко, О. Я. Шатурский*

Институт биохимии им. А. В. Паладина Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

ПРОЕКТ: РАЗРАБОТКА НОВОЙ УНИВЕРСАЛЬНОЙ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ТОКСИЧНОСТИ ПЛАНЕТАРНОЙ ПЫЛИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ

Пилотируемые внеземные миссии и освоение новых планет требуют оценки риска токсичности планетарной пыли. Подготовка перспективных миссий (особенно ближайшие планы по созданию окололунной станции) требуют скорейшей разработки методологии экспресс-анализа токсичности компонентов окружающей среды. Недавно рабочей группой проекта впервые показано отсутствие существенного нейротоксического влияния симулянта лунной и марсианской пыли, но токсические свойства смеси частиц симулянта марсианской пыли и карбоновых наночастиц. Эти экспериментальные данные опубликованы в работах Pozdnyakova et al., 2017 и

Dunne et al., 2010. Предложенный проект предусматривает разработку новой методологии, алгоритма оценки и оборудования, а также соответствующих моделей, которые могут предусматривать, прогнозировать и определять биобезопасность частиц пыли.

Ключевые слова: пилотируемые внеземные миссии, планетарная и межзвездная пыль, оценки рисков, биобезопасность, токсичность пыли, методики оценки токсичности пыли.

*T. A. Borisova, N. V. Krisanova, N. G. Pozdnyakova,
A. O. Pastukhov, A. A. Borysov, M. V. Dudarenko,
K. O. Paliienko, O. Ya. Shatursky*

Palladin Institute of Biochemistry of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine

PROJECT: DEVELOPMENT OF A NEW METHOD FOR ANALYSIS OF PLANETARY DUST TOXICITY AIMING AT PERSPECTIVE SPACE MISSIONS

The manned extraterrestrial missions and planetary exploration require an assessment of the toxicity of planetary dust. Preparation of perspective space missions (especially Lunar station-related upcoming plans) requires urgent development of a methodology for the rapid assessment of toxicity of environmental compounds. Recently, the working group of the project was the first who showed the absence of significant neurotoxic effects of Lunar and Martian dust simulants, but the toxic properties of a mixture of Martian dust simulant particles and carbon nanoparticles. These experimental data were published in peer-reviewed journals, such as Microgravity Science and Technology (Pozdnyakova et al., 2017) and in the special issue of American Institute of Aeronautics and Astronautics (Dunne et al., 2010). The proposed project involves the development of a new methodology, evaluation algorithm, and equipment, as well as relevant models that can predict and determine the biosecurity of dust particles.

Keywords: manned extraterrestrial missions, planetary and interstellar dust, risk assessment, biosafety, toxicity of dust, method for dust toxicity evaluation.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.074>

УДК 528.2

Л. М. Янків-Вітковська, Б. Б. Джуман

Національний університет «Львівська політехніка», Львів, Україна

АПРОКСИМАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ ІОНОСФЕРИ З ВИКОРИСТАННЯМ СФЕРИЧНИХ ФУНКЦІЙ

Запропоновано метод для апроксимації параметра іоносфери VTEC. Для цього як базова використовується система сферичних функцій, ортогональних на сферичній трапеції. Вхідні дані, а саме значення параметра іоносфери VTEC, отримано на ряді ГНСС-станцій. Виконано оцінку точності апроксимації при вибраних параметрах системи сферичних функцій на ряді незалежних даних.

Ключові слова: іоносфера, сферичні функції, сферична трапеція, параметр VTEC.

ВСТУП

Іоносфера Землі є одним із основних джерел помилок для сигналів глобальних навігаційних супутникових систем (ГНСС). Для одночастотних ГНСС-приймачів діапазон помилки, викликаной іоносферою, на даний час є найбільшим, і тому суттєво впливає на точність позиціонування. Загальний вміст електронів (ТЕС) є інтегральною числовою характеристикою іоносфери, яка дорівнює кількості вільних електронів уздовж шляху проходження сигналу через іоносферу. Затримка сигналів в іоносфері практично пропорційна ТЕС і обернено пропорційна квадрату частоти. Саме ця дисперсійна властивість іоносфери дозволяє при використанні двочастотних ГНСС-приймачів, з одного боку, компенсувати іоносферні затримки, а з другого — оцінювати значення ТЕС.

Вимірювання параметрів супутникових сигналів у поєднанні з методами математичної обробки та моделювання знайшли широке засто-

сування у зв'язку з упровадженням у практику досліджень сучасних обчислювальних засобів і методів експериментальних досліджень. Перевага таких методів полягає в тому, що вони дозволяють проводити експериментальні дослідження безпосередньо при експлуатації наявних мереж активних референціальних станцій, призначених для вирішення інших завдань. Цей підхід є сучасним етапом в іоносферних дослідженнях, оскільки основна властивість таких мереж — можливість проводити вимірювання безперервно в часі — безпосередньо переноситься на іоносферний моніторинг і дозволяє забезпечити дослідження глобальних і регіональних явищ в іоносфері практично у режимі реального часу.

У попередніх наших дослідженнях було проведено збір, перетворення і опрацювання «сирих» ГНСС-спостережень для мережі станцій України [1, 2, 9]. Це досить складний і трудомісткий процес. За допомогою програмного продукту, створеного нами для отримання просторового розподілу вертикального ТЕС (VTEC) і похилого ТЕС (STEC) був реалізований алгоритм багатостанційної обробки ГНСС-вимірів з викорис-

© Л. М. ЯНКІВ-ВІТКОВСЬКА, Б. Б. ДЖУМАН, 2018

танням мережі активних референсних станцій Західного регіону України, які функціонують під керуванням спеціалізованого програмного забезпечення у режимі реального часу для забезпечення послугами широкого кола користувачів геодезичного спрямування. Для ефективного використання визначених на мережі ГНСС-станцій параметрів іоносфери із застосуванням алгоритмів, запропонованих в роботах [1, 2, 9], необхідно побудувати апроксимаційну модель параметрів іоносфери в регіональному масштабі.

ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

На даному етапі відновлення просторового розподілу VTEC в локальному і регіональному масштабах є затребуваним, особливо для розв'язання задач координатного забезпечення. Модельне представлення дозволяє виконати просторову інтерполяцію, а в деяких випадках — екстраполяцію значень VTEC на основі вхідних даних на системі дискретних точок — наземних ГНСС-станціях. Тому метою даної роботи є розроблення методу для побудови моделі параметра VTEC і порівняння його з іншими методами.

СФЕРИЧНІ ФУНКЦІЇ НА СФЕРИЧНІЙ ТРАПЕЦІЇ

Для апроксимації параметра іоносфери VTEC у глобальному масштабі здебільшого використовують сферичні функції Лежандра першого роду, доцільність чого показана у роботі [8]. Проте в регіональному масштабі такий підхід застосувати практично неможливо, оскільки на обмеженому регіоні сферичні функції Лежандра втрачають свою ортогональність, і розв'язок стає нестабільним. В такому випадку переважно застосовують метод SCHА [5], який за базову систему функцій використовує сферичні функції Лежандра цілого порядку m , але дійсного ступеня n . Така система функцій формує два ортогональні за вагою набори функцій на сферичному сегменті з центром в точці $\theta = 0$. Таким чином, в регіональному масштабі інтерполяцію параметра VTEC можна здійснити з використанням методу SCHА [3, 6, 7]. Проте, на нашу думку, метод SCHА має ряд недоліків. По-перше, для використання даного методу необхідно вхідні дані

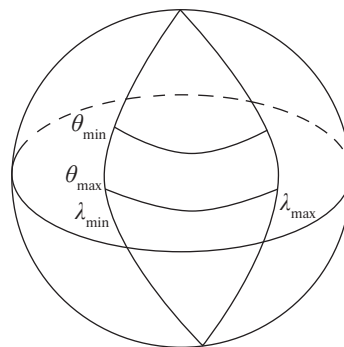


Рис. 1. Сферична трапеція

трансформувати з довільного регіону на сегмент сфери з центром в точці $\theta = 0$, що виглядає доволі штучно; по-друге, в загальному дана система функцій не є ортогональною. У той же час у роботі [4] запропоновано іншу систему функцій, розроблену на основі SCHА-функцій, яка не має перелічених вище недоліків, і її також можна застосувати для апроксимації параметра іоносфери VTEC. Зупинимось на цій системі функцій більш детально.

Розглянемо на сферичній трапеції (рис. 1), обмеженій координатами θ_{\min} , θ_{\max} , λ_{\min} , λ_{\max} , такі функції [4]:

$$P_{km}(\theta) = \sin^m(\theta - \theta_{\min}) \times F\left(m - n_k, n_k + m + 1, 1 + m, \frac{1 - \cos(\theta - \theta_{\min})}{2}\right) \quad \text{для } \theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\text{mean}}, \quad (1)$$

$$P_{km}(\theta) = (-1)^{k+m} \sin^m(\theta_{\max} - \theta) \times F\left(m - n_k, n_k + m + 1, 1 + m, \frac{1 - \cos(\theta_{\max} - \theta)}{2}\right) \quad \text{для } \theta_{\text{mean}} \leq \theta \leq \theta_{\max},$$

де k і m — цілі числа, $\theta_{\text{mean}} = (\theta_{\min} + \theta_{\max})/2$ — середнє значення. У свою чергу, значення n_k залежатимуть від k і m . Їх можна знайти за допомогою рівняння

$$\tilde{F}(n_k, m, \cos \theta_0) = 0, \quad (2)$$

якщо $k - m$ є непарним числом, або за допомогою рівняння

$$n_k \cos \theta_{\text{mean}} \tilde{F}(n_k, m, \cos \theta_0) - (n_k - m) \tilde{F}(n_k - 1, m, \cos \theta_0) = 0, \quad (3)$$

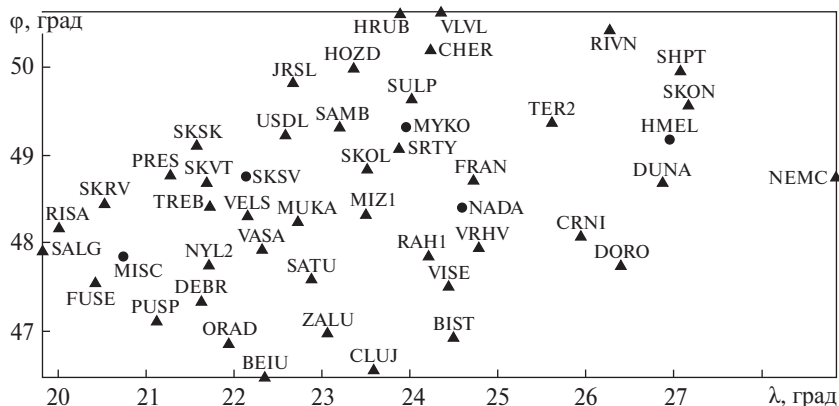


Рис. 2. Схема розміщення перманентних станцій (див. текст)

якщо $k-m$ є парним числом, де $\theta_0 = (\theta_{\max} - \theta_{\min})/2$, \tilde{F} — гіпергеометричний ряд

$$\tilde{F}(n, m, \mu) = F\left(m-n, m+n+1, m+1, \frac{1-\mu}{2}\right). \quad (4)$$

Функції (1) є неперервними диференційованими ортогональними з вагою $\sqrt{\sin(\theta_0 - |\theta - \theta_{\text{mean}}|)}$ функціями на відрізку $[\theta_{\min}; \theta_{\max}]$ [5].

Розглянемо також на відрізку $[\lambda_1; \lambda_2]$ функції

$$h_m^c = \cos\left(2\pi m \frac{\lambda - \lambda_{\min}}{\lambda_{\max} - \lambda_{\min}}\right), \quad (5)$$

$$h_m^s = \sin\left(2\pi m \frac{\lambda - \lambda_{\min}}{\lambda_{\max} - \lambda_{\min}}\right),$$

де m — ціле число. Легко бачити, що такі функції є також неперервними диференційованими ортогональними на відрізку $[\lambda_{\min}; \lambda_{\max}]$ функціями.

Введемо умовне позначення

$$R_{km}(\theta, \lambda) = P_{km}(\cos \theta) \cos\left(2\pi m \frac{\lambda - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}\right), \quad (6)$$

$$S_{km}(\theta, \lambda) = P_{km}(\cos \theta) \sin\left(2\pi m \frac{\lambda - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}\right).$$

Функції (6) володіють властивістю ортогональності на сферичній трапеції $\theta_{\min}, \theta_{\max}$,

$\lambda_{\min}, \lambda_{\max}$ [4]:

$$\iint_{\sigma} R_{nm}(\theta, \lambda) R_{sr}(\theta, \lambda) d\sigma = 0,$$

$$\iint_{\sigma} S_{nm}(\theta, \lambda) S_{sr}(\theta, \lambda) d\sigma = 0,$$

(для $s \neq n$ чи $r \neq m$)

та

$$\iint_{\sigma} R_{nm}(\theta, \lambda) S_{sr}(\theta, \lambda) d\sigma = 0 \quad (7)$$

(у решті випадків),

де $d\sigma$ — елемент сфери, а інтегрування проводиться по сферичній трапеції.

АПРОКСИМАЦІЯ ПАРАМЕТРА ІОНОСФЕРИ VTEC

Як вхідні дані були використані значення параметра VTEC на одну епоху. Такі значення отримано після опрацювання геодезичних вимірів з мережі перманентних станцій ZAKPOS за допомогою програмного забезпечення TrimblePivotPlatform на 47 станціях [1]. Схему розміщення даних станцій (в геодезичній системі координат) показано на рис. 2. Тут трикутниками позначено станції, дані з яких використовувалися під час знаходження невідомих коефіцієнтів моделі, а кружками — станції, дані з яких використовувалися для перевірки отриманої моделі. У табл. 1 подано координати цих станцій (у сферичній системі координат), а також значення параметра VTEC на дану епоху.

Таблиця 1. Координати станцій і значення параметра VTEC

Назва станції	θ , град	λ , град	VTEC, TECu
SULP	40.3542	24.01448	16.0
USDL	40.7573	22.58577	20.0
CRNI	41.91485	25.93405	13.6
MUKA	41.74531	22.72238	18.0
SKON	40.43199	27.16381	6.6
FRAN	41.27641	24.71412	15.0
VRHV	42.04288	24.78621	15.0
JRSL	40.17255	22.66778	20.3
STRY	40.91556	23.87189	18.6
SHPT	40.024	27.07501	8.9
DUNA	41.29615	26.86689	11.1
SKOL	41.15059	23.51259	17.6
SAMB	40.67065	23.20064	18.5
RIVN	39.56484	26.26721	8.7
VLVL	39.35788	24.35005	13.4
DORO	42.24016	26.39439	14.2
SATU	42.40114	22.86927	16.1
WISE	42.48344	24.43167	15.0
TREB	41.5715	21.71863	19.4
VASA	42.06167	22.31149	17.3
HOZD	40.00052	23.36225	18.0
HRUB	39.38392	23.88628	15.4
CHER	39.79329	24.23053	14.6
MIZ1	41.66367	23.50355	17.1
RAH1	42.13657	24.2053	15.6
TER2	40.62553	25.61018	12.3
NEMO	41.23123	28.84791	14.3
BEIU	43.52273	22.35144	10.3
BIST	43.06308	24.49396	14.0
CLUJ	43.43435	23.58653	12.3
DEBR	42.66143	21.62869	14.3
FUZE	42.44195	20.41567	13.2
NYL2	42.24004	21.71025	16.5
ORAD	43.13275	21.94165	13.1
PUSP	42.8751	21.11937	11.8
SALG	42.08041	19.81036	14.4
PRES	41.21465	21.26471	21.1
RISA	41.81729	20.00569	17.0
SKRV	41.53249	20.52876	19.6
SKSK	40.88214	21.5709	21.8
SKVT	41.30395	21.68535	20.3
VELS	41.67834	22.1528	18.7
MISC	42.08381	20.77575	16.5
SKSV	41.2003	22.15415	20.0
MYKO	40.66634	23.97935	16.3
NADA	41.55312	24.57607	16.2
HMEL	40.78286	26.96595	8.7

Побудуємо апроксимаційну модель параметра іоносфери $VTEC_m$ за базовими функціями (6) до 4 ступеня/порядку за формулою

$$VTEC_m = \sum_{k=0}^4 \sum_{m=0}^k (a_{km} \cos m\lambda + b_{km} \sin m\lambda) P_{km}(\theta). \quad (8)$$

Спершу знайдемо величини n_k за допомогою формул (2)–(4) для сферичної трапеції $\theta_0 = 2.5^\circ$. Ці значення подано у табл. 2.

Методом найменших квадратів були обчислені невідомі коефіцієнти a_{km} та b_{km} , а ними — модельні значення параметра VTEC на вхідні станції, а також різниці між вхідними і модельними значеннями.

На рис. 3, а–в зображено карти вхідних значень параметра VTEC, модельних значень і їхніх різниць.

Також було обчислено модельні значення параметра VTEC на перманентних станціях, які не були залучені до побудови моделі. Ці значення показано в табл. 3.

Стандартне відхилення m між вхідними та обчисленими з апроксимаційної моделі значення-

Таблиця 2. Власні числа $n_k(m)$ для сферичної трапеції $\theta_0 = 2.5^\circ$

k/m	0	1	2	3	4
0	0.0000				
1	54.6138	41.7054			
2	87.3177	87.3177	69.5111		
3	126.0105	121.6901	117.2051	95.8028	
4	160.2862	160.2862	153.1985	145.7325	121.3940

Таблиця 3. Модельні значення $VTEC_{mod}$, а також різниці між вхідними і модельними значеннями

Назва станції	$VTEC_{mod}$, TECu	$VTEC - VTEC_{mod}$, TECu
MISC	16.5	0.001
SKSV	20.1	0.008
MYKO	17.2	0.781
NADA	15.4	0.562
HMEL	8.6	0.004
MISC	16.5	0.002

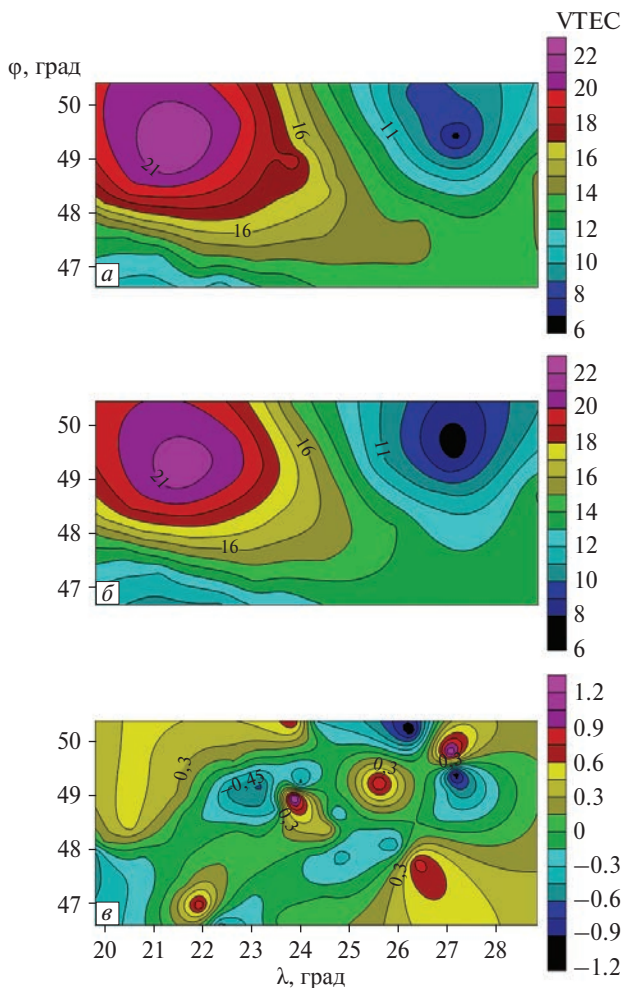


Рис. 3. Карта вхідних (а) значень параметра VTEC, модельних значень (б) та їхніх різниць (в)

ми VTEC для станцій, дані з яких використовувалися для побудови моделі, склало $m = 0.41$ TECu, а для інших станцій $m = 0.52$ TECu.

ВИСНОВКИ

Аналізуючи результати досліджень, можна зробити такі висновки:

- запропоновано як базову систему функцій сферичні функції на сферичній трапеції для апроксимації регіонального поля параметра іоносфери VTEC і обґрунтовано переваги використання даного методу порівняно з методом SCHА;
- здійснено апроксимацію параметра іоносфери VTEC в регіональному масштабі. Для цього за вхідні дані використано значення VTEC,

отримані в результаті опрацювання даних на 47 ГНСС-станціях, розміщених на території західної України;

- стандартне відхилення m між вхідними та обчисленими з апроксимаційної моделі значеннями VTEC для станцій, дані з яких використовувалися для побудови моделі, склало TECu, а для інших станцій — TECu;
- отримані в роботі результати можна застосувати для відновлення просторового розподілу VTEC в локальному і регіональному масштабах, що є необхідним для коректного розв’язання задач координатного забезпечення;
- запропонований в роботі метод в подальшому планується адаптувати для розв’язання томографічної задачі з використанням STEC.

Автори висловлюють подяку рецензентам за корисні поради і зауваження до статті.

ЛІТЕРАТУРА

1. Янків-Вітковська Л. М. Методика визначення параметрів іоносфери у мережі супутникових станцій західної України // Космічна наука і технологія. — 2013. — **19**, № 6. — С. 47–52.
2. Янків-Вітковська Л. М. Методика усереднення даних для побудови регіональної моделі іоносфери // Геодезія, картографія і аерофотознімання. — 2014. — Вип. 79. — С. 35–41.
3. Abdelazeem M., Celik R., Rabbany A. EI. On the development of a regional ionospheric correction model for low-cost single frequency GNSS users // The 10th International conference on mobilemapping technology. — Cairo, Egypt, 2017.
4. Dzhuman B. B. Modeling of the gravitational field on spherical trapezium // Geodesy, cartography and aerial photography. — 2018. — **86**. — P. 5–10.
5. Haines G. Spherical cap harmonic analysis // J. Geophys. Res. — 1985. — **90**. — P. 2583–2591.
6. Liu J., Chen R., An J., Wang Z., Huypa J. Spherical cap harmonic analysis of the Arctic ionospheric TEC for one solar Z. cycle // J. Geophys. Res. — 2014. — **119**. — P. 601–619.
7. Ohashi M., Sato Y., Yamada A., Kubo Y., Sugimoto S. Studies on spherical cap harmonic analysis for Japanese regional ionospheric delays and its prediction // Proceedings of the 47th ISCI International Symposium on Stochastic Systems Theory and Its Applications Honolulu, Dec. 5–8, 2015.
8. Schaer S. Mapping and predicting the Earth’s ionosphere using the global positioning system // PhD thesis. —

Switzerland, Astronomical Institute, University of Berne, 1999. — 205 p.

9. Yankiv-Vitkovska L. M., Savchuk S. H., Matviichuk Ya. M., Pauchokand V. K., Bodnar D. I. Recovery of the spatial state of the ionosphere using regular definitions of the TEC identifier at the network of continuously operating GNSS stations of Ukraine // J. Geodesy and Geomatics Engineering. — 2016. — 1. — P. 37—47.

Стаття надійшла до редакції 05.04.18

REFERENCES

1. Yankiv-Vitkovs'ka L. M. Metodyka vyznachennya parametriv ionosfery u mrezhi suputnykovykh stantsiy zakhidnoyi Ukrainy. Kosmichna nauka i tekhnolohiya — 2013.—T.19, N 6. S. 47—52 [in Ukrainian].
2. Yankiv-Vitkovs'ka L. M. Metodyka userednennya danykh dlya pobudovy rehional'noyi modeli ionosfery. Heodeziya, kartohrafiya i aerofotoznimannya. Vyp. 79, 2014. S. 35—41 [in Ukrainian].
3. Abdelazeem M., Celik R., Rabbany A. EI. On the development of a regional ionospheric correction model for low-cost single frequency GNSS users. The 10th International conference on mobilemapping technology, Cairo, Egypt, 2017.
4. Dzhuman B. B. Modeling of the gravitational field on spherical trapezium. Geodesy, cartography and aerial photography, 2018. — vol. 86. — pp. 5—10.
5. Haines G. Spherical cap harmonic analysis. J. Geophys. Res., 1985, 90, 2583—2591.
6. Liu J., Chen R., An J., Wang Z., Hyyppa J. Spherical cap harmonic analysis of the Arctic ionospheric TEC for one solar cycle. J. Geophys. Res., vol. 119, 2014, pp. 601—619.
7. Ohashi M., Sato Y., Yamada A., Kubo Y., Sugimoto S. Studies on spherical cap harmonic analysis for Japanese regional ionospheric delays and its prediction. Proceedings of the 47th ISCIE International Symposium on Stochastic Systems Theory and Its Applications Honolulu, Dec. 5—8, 2015
8. Schaer S. Mapping and predicting the Earth's ionosphere using the global positioning system / S. Schaer — PhD thesis, Astronomical Institute, University of Berne, Switzerland, 1999, 205 p.
9. Yankiv-Vitkovska L. M., Savchuk S. H., Matviichuk Ya. M., Pauchokand V. K., Bodnar D. I. Recovery of the spatial state of the ionosphere using regular definitions of the TEC identifier at the network of continuously operating GNSS stations of Ukraine. J. Geodesy and Geomatics Engineering 1, p. 37—47 (2016).

Received 05.04.18

Л. Н. Янкив-Витковская, Б. Б. Джуман

Национальный университет
«Львовская политехника», Львов, Украина

АПРОКСИМАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СФЕРИЧЕСКИХ ФУНКЦИЙ

Предложен метод для аппроксимации параметра ионосферы VTEC. Для этого в качестве базовой используется система сферических функций, ортогональных на сферической трапеции. Входные данные, а именно значение параметра ионосферы VTEC, получены на ряде ГНСС-станций. Выполнена оценка точности интерполяции для параметров системы сферических функций для ряда независимых данных.

Ключевые слова: ионосфера, сферические функции, сферическая трапеция, параметр VTEC.

L. M. Yankiv-Vitkovska, B. B. Dzhuman

Lviv Polytechnic National University, Lviv, Ukraine

APROXIMATION OF IONOSPHERE PARAMETERS USING SPHERICAL FUNCTIONS

The use of GNSS-technologies for ionospheric monitoring allows us to provide a study of global and regional phenomena in the ionosphere practically in real time. At the present stage, the restoration of the spatial distribution of VTEC at the local and the regional scale is demanded, especially for solving and providing coordinate tasks. The model representation allows us to execute a spatial interpolation and, in some cases, an extrapolation of the VTEC values based on the initial data about the ionosphere parameter on the system of discrete points — GNSS-stations. In this article, we present a method for approximating the VTEC ionosphere parameter. We propose the system of spherical functions orthogonal on a spherical trapezium as a basic for approximating the regional field of the VTEC parameter. We substantiated the advantages of this method in comparison with the SCHA method. The used input data was the value of VTEC parameters for one epoch that was obtained after processing the data of 47 stations from the network of permanent GNSS-stations ZAKPOS. Estimation of the accuracy of the model was done. We assumed that the results obtained in this work could be applied to restore the spatial distribution of VTEC at the local and the regional scale, which is necessary for the correct solution of providing coordinate tasks.

Keywords: ionosphere, spherical functions, spherical trapezium, VTEC parameter.

БІЛОУСОВ Костянтин Георгійович — заступник Головного конструктора і начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — системи та процеси керування.

БОРИСОВА Тетяна Олександрівна — завідувач відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, доктор біологічних наук, професор.

Напрямок науки — нейрохімія.

ДЖУМАН Богдан Богданович — заступник завідувача кафедри вищої геодезії та астрономії Інституту геодезії Національного університету «Львівська політехніка», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — моделювання гравітаційного поля, глобальні навігаційні супутникові системи.

ДУДАРЕНКО Марина Володимирівна — провідний інженер відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, аспірант.

Напрямок науки — нейрохімія.

ЗОЛОТЬКО Олександр Євгенович — доцент кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — двигунобудування.

ЗОЛОТЬКО Олена Василівна — доцент кафедри безпеки життєдіяльності фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — безпека життєдіяльності.

КРИСАНОВА Наталія Валеріївна — старший науковий співробітник відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрямок науки — нейрохімія.

ЛІЗУНОВ Георгій В'ячеславович — завідувач лабораторії супутникових досліджень ближнього космосу Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук, Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — фізика ближнього космосу.

МОЗГОВИЙ Дмитро Костянтинович — доцент факультету фізики, електроніки та комп'ютерних систем Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів, оброблення даних дистанційного зондування Землі.

МОРОЗ Юрій Іванович — доцент кафедри систем автоматизованого управління фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — системи автоматизованого управління.

ПАСТУХОВ Артем Олегович — провідний інженер відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, аспірант.

Напрямок науки — нейрохімія.

ПОЗДНЯКОВА Наталія Георгіївна — старший науковий співробітник відділу нейрохімії Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, кандидат біологічних наук.

Напрямок науки — нейрохімія.

РАПОПОРТ Юрій Григорович — старший науковий співробітник фізичного факультету Київського національного університету імені Тараса Шевченка, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — хвильові явища в космічній плазмі та наноструктурованих метаматеріалах.

САМСОНОВА Юлія Ігорівна — начальник відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — системи та процеси керування.

СВИНАРЕНКО Дмитро Миколайович — декан факультету фізики, електроніки та комп'ютерних систем Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук, доцент.

Напрямок науки — оброблення даних дистанційного зондування Землі.

СЕЛІВАНОВ Юрій Олександрович — старший науковий співробітник відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — теоретична фізика, обчислювальна фізика.

СКОРОХОД Тетяна Владиславівна — науковий співробітник лабораторії супутникових досліджень ближнього космосу Інституту космічних досліджень Національної академії наук

України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика ближнього космосу.

СОСНОВСЬКА Олександра Валеріївна — аспірантка 2-го року навчання кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — двигунобудування.

ТКАЧЕНКО Олександр Іванович — старший науковий співробітник Міжнародного науково-навчального центру інформаційних технологій і систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України, доктор технічних наук.

Напрямок науки — навігація та керування рухомими об'єктами.

ХМАРА Денис Олександрович — інженер відділу проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — антенно-фідерні пристрої та засоби мікрохвильової техніки.

ХОРОШИЛОВ Віктор Сергійович — начальник розрахунково-теоретичного сектору конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Кон-

структорське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», доктор технічних наук, професор. Заслужений діяч науки і техніки України.

Напрямок науки — динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів

ЧЕРЕМНИХ Олег Костянтинович — завідувач відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук, професор.

Напрямок науки — фізика ближнього космосу, фізика плазми.

ЧЕРНЯК Микола Григорович — доцент Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кандидат технічних наук, доцент.

Напрямок науки — інерціальні системи навігації та керування об'єктами ракетно-космічної техніки.

ЯНКІВ-ВІТКОВСЬКА Любов Миколаївна — доцент кафедри вищої геодезії та астрономії Інституту геодезії Національного університету «Львівська політехніка», кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — глобальні навігаційні супутникові системи, моделювання параметрів іоносфери.

- Анатичук Л. І.* Спогади про першу зустріч з Б. Є. Патоном // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 62—63.
- Асніс Ю. А.* — див. Лобанов Л. М.
- Баннікова О. Ю.* — див. Шкуратов Ю. Г.
- Белоусов К. Г., Свиначенко Д. Н., Хорошилов В. С., Мозговой Д. К., Самсонова Ю. И., Хмара Д. А.* Использование дневных и ночных снимков видимого и инфракрасного диапазонов для мониторинга лесных пожаров // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 30—40.
- Борисов А. А.* — див. Борисова Т. О.
- Борисова Т. О., Крисанова Н. В., Позднякова Н. Г., Пастухов А. О., Борисов А. А., Дударенко М. В., Палієнко К. О., Шатурський О. Я.* Проект: Розроблення нової універсальної методики оцінювання токсичності планетарного пилу для перспективних космічних місій // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 69—73.
- Борисова Т. О.* — див. Позднякова Н. Г.
- Бриков В. О., Коваленко Є. Ю., Іваницька Б. О.* Мікрокосм — перспективна модель для проведення біологічних експериментів на наносупутниках // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 2. — С. 55—59.
- Бубнов І. М.* — див. Шкуратов Ю. Г.
- Булавін І. В.* — див. Кордюм Є. Л.
- Булацев О. Р.* — див. Лобанов Л. М.
- Вавилова І. Б.* Ефект гравітаційного червоного зміщення: перевірки в наземних і космічних експериментах // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 1. — С. 31—48.
- Ваврів Д. М.* — див. Шкуратов Ю. Г.
- Вайдін Г.* — див. Шкуратов Ю. Г.
- Волосов В. В., Шевченко В. Н.* Синтез управления угловым движением космического аппарата на основе обобщенный прямого метода Ляпунова // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 4. — С. 3—13.
- Волошенко О. Л.* — див. Пироженко А. В. (а)
- Воробйова Т. В.* — див. Кордюм Є. Л.
- Воропай Н. П., Гвоздецкий В. С., Илюшенко В. М.* Микроплазменная сварка: создание аппаратуры и развитие технологии // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 29—32.
- Галкін М. О.* — див. Позднякова Н. Г.
- Галузинская В. С.* Аура интеллекта. Иэто все о нем // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 73—76.
- Галушко В. Г.* — див. Шкуратов Ю. Г.
- Гвоздецкий В. С.* — див. Воропай Н. П.
- Горбулін В. П., Яцків Я. С. Б. Є.* Патон і розвиток космічної науки та технології // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 43—52.
- Григоренко О.* — див. Козак Л.
- Грицай А. В., Міліневський Г. П.* Загальний вміст озону над станцією Київ-Голосіїв за наземними та супутниковими вимірюваннями у 2010 — 2015 рр. // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 40—54.
- Гурова А. М.* — див. Малишева Н. Р.
- Дегтярев О. В.* В ім'я досягнення спільної мети. Роль Президента НАН України академіка Б. Є. Патона у створенні ракетно-космічної техніки // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 53—59.
- Дегтяренко П. Г.* Слово вдячності Б. Є. Патону // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 60—61.
- Джуман Б. Б.* — див. Янків-Вітковська Л. М.
- Дударенко М. В.* — див. Борисова Т. О.
- Дударенко М. В.* — див. Позднякова Н. Г.
- Дудник А. В., Лазарев И. В., Курбатов Е. В., Ковалинский М., Подгурский П., Съцисловский Д.* Целесообразность ориентирования осей кристалла *n*-терфенила в сцинтилляционном детекторе монитора заряженных частиц солнечного рентгеновского спектрофотометра ChemiX // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 33—39.
- Дудник О. В., Курбатов Е. В.* Використання наносупутників для вивчення природи мікросплесків високоенергетичних частинок у магнітосфері Землі: ідея космічного експерименту // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 2. — С. 36—42.
- Єрін С. М.* — див. Шкуратов Ю. Г.
- Жупанов І. В.* — див. Кордюм Є. Л.
- Зализовский А. В., Кащеев А. С., Кащеев С. Б., Колосков А. В., Лисаченко В. Н., Пазнухов В. В., Пикулик И. И., Сопин А. А., Ямпольский Ю. М.* Макет портативного когерентного

ионозонда // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 10—22.

Зарка Ф. — див. Шкуратов Ю. Г.

Захаренко В. В. — див. Шкуратов Ю. Г.

Золотько О. В. — див. Золотько О. Є.

Золотько О. Є., Золотько О. В., Мороз Ю. І., Сосновська О. В. Модель турбулентного перемішування продуктів детонації із зовнішнім середовищем у камері імпульсного двигуна // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 16—23.

Ілюшенко В. М. — див. Воропай Н. П.

Іванов Г. П. «Испаритель-80» // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 28.

Іваницька Б. О. — див. Бриков В. О.

Іванов Ю. С. — див. Синявський І. І.

Кайдаш В. Г. — див. Шкуратов Ю. Г.

Кащеев А. С. — див. Зализовский А. В.

Кащеев С. Б. — див. Зализовский А. В.

Клименко О. М. — див. Кордюм Є. Л.

Коваленко Є. Ю. — див. Бриков В. О.

Ковалинский М. — див. Дудник А. В.

Козак Л., Петренко Б., Кронберг О., Прохоренков А., Григоренко О., Черемних О., Черемних С., Луї Е., Козак П., Кунделько І. Турбулентні процеси у хвості магнітосфери Землі: статистичний та спектральний аналіз // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 55—68.

Козак П. — див. Козак Л.

Колосков А. В. — див. Зализовский А. В.

Колотій А. В. — див. Яйлимов Б. Я.

Коноваленко О. О. Борис Євгенович Патон і розвиток низькочастотної радіоастрономії в Україні // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 68—72.

Коноваленко О. О. — див. Шкуратов Ю. Г.

Кордюм Є. Л. Слово про Б. Є. Патона // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 67.

Кордюм Є. Л., Клименко О. М., Булавін І. В., Жупанов І. В., Воробйова Т. В., Рюланд Е. Ліпідні рафти рослинних клітин чутливі до впливу модульованої мікрогравітації (кліностатування) // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 4. — С. 48—58.

Корохін В. В. — див. Шкуратов Ю. Г.

Кошман Г. В. — див. Синявський І. І.

Крисанова Н. В. — див. Борисова Т. О.

Крисанова Н. В. — див. Позднякова Н. Г.

Кронберг О. — див. Козак Л.

Крюков В. А. — див. Лобанов Л. М.

Кунделько І. — див. Козак Л.

Курбатов Е. В. — див. Дудник А. В.

Курбатов Є. В. — див. Дудник О. В.

Кучугурный Ю. П. — див. Шувалов В. А.

Лавренюк М. С. — див. Яйлимов Б. Я.

Лазарев И. В. — див. Дудник А. В.

Лизунов Г. В., Скороход Т. В. О селекции волновых возмущений на фоне трендов в данных спутниковых наблюдений термосферы // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 57—68.

Лисаченко В. Н. — див. Зализовский А. В.

Литвиненко Л. М. — див. Шкуратов Ю. Г.

Лікаренко Т. О. — див. Лобанов Л. М.

Лобанов Л. М., Асніс Ю. А., Терновий Є. Г., Шулим В. Ф., Булацев О. Р., Крюков В. А., Лікаренко Т. О. Обладнання і технології для орбітального зварювання та ремонту трубопроводів в космосі // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 4. — С. 38—47.

Луї Е. — див. Козак Л.

Лялько В. І. Із вдячністю за постійну підтримку // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 64—66.

Малишева Н. Р., Гурова А. М., Михайський О. Є. Еколого-правовий статус людини в космосі: порівняльний аналіз // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 75—82.

Маслова А. И. — див. Пироженко А. В. (а)

Михайський О. Є. — див. Малишева Н. Р.

Мищенко А. В. — див. Пироженко А. В. (а)

Мищенко А. В. — див. Пироженко А. В. (б)

Міліневський Г. П. — див. Грицай А. В.

Міліневський Г. П. — див. Синявський І. І.

Мозговой Д. К. — див. Белоусов К. Г.

Мороз Ю. І. — див. Золотько О. Є.

Неділько О. М. — див. Сафронов О. В.

Пазнухов В. В. — див. Зализовский А. В.

Палієнко К. О. — див. Борисова Т. О.

Пастухов А. О. — див. Борисова Т. О.

Пастухов А. О. — див. Позднякова Н. Г.

Патон Б. Е. Сварка в ракетно-космической промышленности // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 5—9.

Патон Б. Е. Предисловие к Сборнику научных трудов «Космос: технологии, материаловедение, конструкции» // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 10—13.

- Патон Б. Е. 25 лет сварке в открытом космосе // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 14—18.
- Патон Б. Е. Выступления на торжественных мероприятиях, посвященных 100-летию со дня рождения С. П. Королева // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 19—24.
- Петренко Б. — див. Козак Л.
- Пикулик И. И. — див. Зализовский А. В.
- Пироженко А. В., Маслова А. И., Мищенко А. В., Храмов Д. А., Волошенко О. Л. Проект малой экспериментальной электродинамической космической тросовой системы // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 2. — С. 3—11. (а)
- Пироженко А. В., Мищенко А. В. Малая экспериментальная электродинамическая космическая тросовая система. Электрическая модель // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 3—9. (б)
- Подгурский П. — див. Дудник А. В.
- Позднякова Н. Г. — див. Борисова Т. О.
- Позднякова Н. Г., Пастухов А. О., Дударенко М. В., Галкин М. О., Крисанова Н. В., Борисова Т. О. Збагачення неорганічного аналогу марсіанського пилу новітніми карбоновими наночастинками, отриманими при згоранні карбогідратів, та оцінка його нейротоксичності // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 2. — С. 60—71.
- Прохоренков А. — див. Козак Л.
- Рапопорт Ю. Г. — див. Селіванов Ю. О.
- Рукер Х. О. — див. Шкуратов Ю. Г.
- Рыхлова Л. В. Земля и околоземное пространство: исследования, открытия, проблемы // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 4. — С. 59—64.
- Рюланд Е. — див. Кордюм Є. Л.
- Самсонова Ю. И. — див. Белоусов К. Г.
- Санин А. Ф. — див. Элькади М. М.
- Сафронов О. В., Семон Б. Й., Неділько О. М. Математична модель оцінки впливу аеродинамічної компенсації поверхонь керування на рівень їхніх коливань при виникненні трансзвукового флатера // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 4. — С. 14—23.
- Свинаренко Д. Н. — див. Белоусов К. Г.
- Селіванов Ю. О., Рапопорт Ю. Г., Черемних О. К. Ионосферний відгук на акустичну дію за даними мікросупутників DEMETER та «Чибис-М» // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 41—56.
- Семон Б. Й. — див. Сафронов О. В.
- Синявський І. І., Іванов Ю. С., Сосонкін М. Г., Міліневський Г. П., Кошман Г. В. Мультиспектральний іміджер-поляриметр космічного проекту «Аерозоль-УА» // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 23—32.
- Скорород Т. В. — див. Лизунов Г. В.
- Сопин А. А. — див. Зализовский А. В.
- Сосновська О. В. — див. Золотько О. Є.
- Сосонкін М. Г. — див. Синявський І. І.
- Станіславський О. О. — див. Шкуратов Ю. Г.
- Станкевич Д. Г. — див. Шкуратов Ю. Г.
- Степкін С. В. — див. Шкуратов Ю. Г.
- Стесин В. В. В. Е. Патон в работах по космическим технологиям // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 5. — С. 25—27.
- Сьцисловський Д. — див. Дудник А. В.
- Терновий Є. Г. — див. Лобанов Л. М.
- Ткаченко А. И. Два алгоритма привязки наземных объектов по космическим снимкам // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 3. — С. 69—74.
- Ткаченко А. И. Координатная привязка наземных объектов на основе условий компланарности // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 24—29.
- Токарський П. Л. — див. Шкуратов Ю. Г.
- Ульянов О. М. — див. Шкуратов Ю. Г.
- Федоров О. П. — див. Яйлимов Б. Я.
- Хмара Д. А. — див. Белоусов К. Г.
- Хорольский М. С. — див. Элькади М. М.
- Хорошилов В. С. — див. Белоусов К. Г.
- Храмов Д. А. — див. Пироженко А. В. (а)
- Чайка І. Ф. Олександр Засядько: місячний слід українських козацьких ракет. До 240-річчя від дня народження // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 4. — С. 65—73.
- Черемних О. — див. Козак Л.
- Черемних О. К. — див. Селіванов Ю. О.
- Черемних С. — див. Козак Л.
- Черногор Л. Ф. Физические эффекты Румынского метеороида. 1 // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 1. — С. 49—70.
- Черногор Л. Ф. Физические эффекты Румынского метеороида. 2 // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 2. — С. 18—35.
- Черняк М. Г. Забезпечення заданої точності вимірювань лінійного прискорення польоту ракети // Космічна наука і технологія. — 2018. — **24**, № 6. — С. 3—15.
- Шатурський О. Я. — див. Борисова Т. О.
- Шевченко В. Н. — див. Волосов В. В.

Шелестов А. Ю. — див. Яйлимов Б. Я.

Шкуратов Ю. Г., Коноваленко О. О., Захаренко В. В., Станіславський О. О., Баннікова О. Ю., Кайдаш В. Г., Станкевич Д. Г., Корохін В. В., Ваврів Д. М., Галушко В. Г., Єрін С. М., Бубнов І. М., Токарський П. Л., Ульянов О. М., Степкін С. В., Литвиненко Л. М., Яцків Я. С., Вайдін Г., Зарка Ф., Рукер Х. О. Українська місія на Місяць: цілі та корисне навантаження // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 1. — С. 3—30.

Шувалов В. А., Кучугурный Ю. П. Экспериментальное обоснование эффективности концепции использования искусственной мини-магнитосферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 2. — С. 43—46.

Шулим В. Ф. — див. Лобанов Л. М.

Элькади М. М., Хорольский М. С., Санин А. Ф. Нанотехнологии — одно из перспективных направлений создания новых конструкционных эластомерных материалов // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 1. — С. 71—75.

Яйлимова Г. О. — див. Яйлимов Б. Я.

Яйлимов Б. Я., Лавренюк М. С., Шелестов А. Ю., Колотій А. В., Яйлимова Г. О., Федоров О. П. Методи визначення істотних змінних для оцінки стану земного покриття // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 4. — С. 24—37.

Ямпольский Ю. М. — див. Зализовский А. В.

Янків-Вітковська Л. М., Джуман Б. Б. Апроксимація параметрів іоносфери з використанням сферичних функцій // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 6. — С. 74—79.

Яцків Я. С. — див. Горбулін В. П.

Яцків Я. С. — див. Шкуратов Ю. Г.

Abele M — see Manzoni G.

Brezgin M. S. — see Mykhalchyshyn R. V.

Kuzkov V. — see Manzoni G.

Lomskoi D. A. — see Mykhalchyshyn R. V.

Manzoni G., Abele M., Vjaters J., Treijs A., Kuzkov V. Bidirectional space to ground laser communication system for CubeSat // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 2. — С. 47—54.

Mykhalchyshyn R. V., Brezgin M. S., Lomskoi D. A. Methane, kerosene and hydrogen comparison as a rocket fuel for launch vehicle PHSS development // *Космічна наука і технологія.* — 2018. — **24**, № 2. — С. 12—17.

Treijs A. — see Manzoni G.

Vjaters J. — see Manzoni G.