



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 30
6(151)
2024

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Тимошенко В. І., Галинський В. П., Паршуткін О. М. Особливості маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з тороподібним крилом-підвісом 3

Kalynychenko D. S., Manko T. A. Analysis of performance characteristics of aerospace systems 15

Proroka V. A., Alekseyenko S. V. Aerodynamic calculation of the ultralight suborbital rocket K110 SU 20

Sokol G. I., Kozin V. S. Assessment of the possibility of introducing a solid propellant accelerator P230 of the Ariane 5 rocket as a Helmholtz resonator 31

Космічна й атмосферна фізика

Shuvalov V. A., Gorev N. B., Kochubei G. S., Levkovich O. O. On the space-time localization of incipient earthquakes by diagnostics of disturbances in the ionospheric plasma using a space probe 36

Науки про життя в космосі

Шевченко Г. В. Вплив модельованої мікрогравітації на організацію цитоскелета коренів рослин *Arabidopsis thaliana* 52

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Timoshenko V. I., Galinskii V. P., Parshutkin A. N. Features of the march calculation supersonic flowing of a launch vehicle with a tori-shaped ring-wing 3

Kalynychenko D. S., Manko T. A. Analysis of performance characteristics of aerospace systems 15

Proroka V. A., Alekseyenko S. V. Aerodynamic calculation of the ultralight suborbital rocket K110 SU 20

Sokol G. I., Kozin V. S. Assessment of the possibility of introducing a solid propellant accelerator P230 of the Ariane 5 rocket as a Helmholtz resonator 31

Space and Atmospheric Physics

Shuvalov V. A., Gorev N. B., Kochubei G. S., Levkovich O. O. On the space-time localization of incipient earthquakes by diagnostics of disturbances in the ionospheric plasma using a space probe 36

Space Life Sciences

Shevchenko G. Modeled microgravity impact on the cytoskeleton organization in *Arabidopsis thaliana* root cells 52

Астрономія й астрофізика

<i>Alisheva K. I., Mikailov Kh. M., Rustamov B. N., Alili A. H.</i> Investigation of Nova Per 2020 (V1112 Per)	59
<i>Pastoven O. S., Kompaniets O. V., Vavilova I. B., Izvieko- va I. O.</i> NGC 3521 as the Milky Way analogue: Spectral energy distribution from UV to radio and photometric variability	67
<i>Фис М. М., Бридун А. М., Демків І. І., Хомета Т. М.</i> Зведення фундаментальних постійних планет зем- ної групи в єдину планетарну систему координат . .	84
<i>Козак П. М., Лук'яник І. В., Козак Л. В., Івченко В. М., Лапчук В. П., Старий С. В., Стеля О. Б.</i> Оптимізація схеми розміщення та технічних характеристик віде- окамер для спеціальних задач локального моніто- рингу атмосфери та ближнього повітряного простору на основі досвіду метеорних спостережень	94
Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень	
<i>Федоров О. П., Васильєв В. В., Яцків Я. С.</i> Концеп- туальні основи державної політики України у сфері космічної діяльності: проект базових положень . . .	112
Авторський показник	137

Astronomy and Astrophysics

<i>Alisheva K. I., Mikailov Kh. M., Rustamov B. N., Alili A. H.</i> Investigation of Nova Per 2020 (V1112 Per)	59
<i>Pastoven O. S., Kompaniets O. V., Vavilova I. B., Izvieko- va I. O.</i> NGC 3521 as the Milky Way analogue: Spectral energy distribution from UV to radio and photometric variability	67
<i>Fys M. M., Brydun A. M., Demkiv I. I., Khometa T. M.</i> Composition of the fundamental permanent planets of the earth group into a single planetary coordinate system	84
<i>Kozak P. M., Luk'yanyk I. V., Kozak L. V., Ivchenko V. M., Lapchuk V. P., Stariy S. V., Stelya O. B.</i> Optimization of the disposition scheme and technical characteristics of video cameras for solving special tasks of local monitoring of the atmosphere and near airspace based on the experi- ence of meteor observations.	94
Social Sciences in Space Exploration	
<i>Fedorov O. P., Vasiliev V. V., Yatskiv Ya. S.</i> Conceptual basis of public policy in space activities: draft basic provi- sions	112
Index	137

На першій сторінці обкладинки — Спектр Nova Per 2020 (див. статтю *Alisheva K. I., Mikailov Kh. M., Rustamov B. N., Alili A. H.* Investigation of Nova Per 2020 (V1112 Per), стор. 59)

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, технічних, біологічних, геологічних та юридичних наук

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-scitechjournal.org.ua

Ідентифікатор медіа R30-01479

Підписано до друку 23.12.2024. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 14,70. Обл.-вид. арк. 11,92. Тираж 50 прим. Зам. № 7535.

Видавець і виготовлювач ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01024, e-mail: druk@nas.gov.ua

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

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.003>
УДК 533.21

В. І. ТИМОШЕНКО¹, зав. відділу, д-р фіз.-мат. наук, проф., член-кор. НАН України
ORCID <https://orcid.org/0000-0001-8588-2468>
E-mail: vitymoshenko@ukr.net

В. П. ГАЛИНСЬКИЙ¹, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.
ORCID <https://orcid.org/0000-0003-1328-7883>
E-mail: itm12@ukr.net

О. М. ПАРШУТКІН², дир.
E-mail: ntoparus@ukr.net

¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лешка-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

² ТОВ «НТКБ ПАРУС»
вул. Ю. Пасхаліна 20а, кв. 23, Київ, Україна, 02096

ОСОБЛИВОСТІ МАРШОВОГО РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ З ТОРОПОДІБНИМ КРИЛОМ-ПІДВІСОМ

Запропоновано алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з тороподібним крилом-підвісом, оснащеної прямоточним повітряно-реактивним двигуном. Особливістю розробленого алгоритму є введення двох розрахункових підобластей у зоні розміщення крила-підвісу на корпусі ракети-носія. Залежно від положення перерізу маршового розрахунку щодо передньої та задньої кромки крила-підвісу виконується перебудова розрахункової області. При попаданні на передню кромку крила-підвісу розрахункова область розбивається на нижню підобласть, розташовану між поверхнею корпусу ракети-носія і нижньою поверхнею крила-підвісу, і верхню підобласть, розташовану між верхньою поверхнею крила-підвісу та фронтом головної ударної хвилі. При попаданні на задню кромку крила-підвісу нижня та верхня розрахункові підобласті поєднуються у вигляді однієї розрахункової області. На базі розробленого алгоритму з використанням раніше створеної програми розрахунку обтікання ракет було створено програмне забезпечення, призначене для оперативних числових розрахунків надзвукового обтікання ракет-носіїв з круглими або еліптичними крилами, що охоплюють корпус ракети. Створене програмне забезпечення дозволяє суттєво скоротити витрати часу на виконання розрахунків із приємністю для проектування точністю.

Для конкретної форми ракети-носія з крилом-підвісом наведено результати числових розрахунків надзвукового обтікання у вигляді полів ізоліній газодинамічних параметрів у полі потоку та розподілу тиску на поверхнях корпусу ракети-носія та крила-підвісу. Показано, що використання крила-підвісу призводить до хвилеподібного характеру розподілу тиску в області між поверхнею корпусу ракети-носія та нижньою поверхнею крила-підвісу. Зі збільшенням кута атаки тиск у підвітряній частині цієї області перевищує тиск у навітряній частині поля. Наведено розподіл сумарних аеродинамічних характеристик сил і моментів, що діють на розглянуте компонування ракети-носія.

Ключові слова: ракета-носіїв, крило-підвіс, прямоточний повітряно-реактивний двигун, повітряозабірний пристрій, надзвуковий плин, маршові методи, алгоритм, числовий розрахунок, поле течії, розподіл тиску, аеродинамічні характеристики.

Цитування: Тимошенко В. І., Галинський В. П., Паршуткін О. М. Особливості маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з тороподібним крилом-підвісом. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6 (151). С. 3—14.
<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.003>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ЗАГАЛЬНІ ПОЛОЖЕННЯ ЩОДО РАКЕТИ З КРИЛОМ-ПІДВІСОМ

Прямоточні повітряно-реактивні двигуни (ППРД) активно досліджуються у США, рф, Китаї, Франції, Великобританії, Німеччині, Італії, Австралії, Індії та інших країнах. Починаючи з 1990-х років, було розроблено та створено льотні демонстратори гіперзвукових технологій: X-43A, X-51 США, ГЛЛ «Холод» рф, HyShot Австралія [18], які використовувалися для експериментальних досліджень. Нові розробки гіперзвукових демонстраторів ведуться у низці країн Європейського співтовариства [17]. Останнім десятиліттям спостерігається відродження розробок гіперзвукових ЛА з ППРД, яке викликане бажанням підвищити їхні льотні характеристики та забезпечити можливість їхнього повторного використання. Велика увага розробці гіперзвукових технологій приділяється в Китаї, внаслідок чого були створені балістичні ракети DF-17 та DF-41 з гіперзвуковими боєголовками.

В даний час розробляються системи-кандидати на транспортні засоби з можливостями, що постійно зростають, і числами Маха, зокрема системи прискорювального планування, багаторазові літаки, космічні ракети-носії та ракетні технології. Гіперзвукові польоти з використанням атмосферного кисню як окислювача високо цінуються як у галузі космічних перевезень, так і в галузі національної аерокосмічної безпеки, і ГППРД є основними силовими установками для таких польотів.

Аеродинамічний прогноз відіграє важливу роль у проектуванні та оптимізації гіперзвукових ЛА. Технологія CFD стала незамінним засобом для вивчення аеротермальних прогнозів. На її результати впливає безліч факторів, таких як число Маха, стратегія розбиття розрахункової області, числові методи на основі контрольного об'єму, які включають моделі турбулентності, протипотокові схеми, обмежувачі потоків тощо. У рамках RANS-моделі турбулентності вирішуються додаткові рівняння турбулентного перенесення для моделі Spalart-Allmaras з одним рівнянням, що є найбільш широко застосовуваною, або моделі SST k — omega з двома рівняннями [23].

Коли ЛА переходить до гіперзвукового режиму польоту, фізика зовнішніх аеродинамічних потоків стає домінантною за рахунок аеротермічного нагрівання, а не аеродинамічних сил. В ударному шарі навколо ЛА температура гальмування збільшується пропорційно числу Маха третього ступеня і кореня з щільності атмосфери і може досягати значень до 10000 °C [20]. Хоча більша частина енергії відноситься навколишнім газовим потоком, що обтікає ЛА, передача енергії шляхом конвективного або променистого нагрівання створює високі теплові потоки, які вимагають матеріалів, здатних витримувати високі температури.

Аеродинамічний стиск та тертя створюють високоентальпійну газодинаміку, яка викликає додаткові фізичні явища від обміну енергією перегрітої атмосфери. Ця перегріта атмосфера призводить до: високих теплових потоків (на 3...7 порядків більших, ніж потік 1.4 кВт/м² від Сонця); екстремальних термічних градієнтів (змінюються від -170 до 3000 °C на відстанях близько 1 см); високого тиску гальмування (порядку 10⁵—10⁷ Па) та руйнівної плазми від іонізації газу, яка прискорює окиснення матеріалів [20].

Серед численних технічних проблем, пов'язаних із ГППРД, основні завдання включають досягнення надійних методів запалювання, підвищення ефективності змішування та стабілізації горіння у надзвуковому потоці. Це пов'язано з тим, що час перебування потоку всередині камери згоряння для ГППРД, що летить зі швидкістю $M_\infty \geq 5$, становить приблизно 1 мс, а час хімічної реакції варіює в діапазоні від 10⁻¹⁰ до 1 с залежно від температури потоку, тиску та складу суміші [19].

Таким чином, ключовими науковими проблемами та технологіями, пов'язаними з переходом на гіперзвукові польоти з вищими значеннями чисел Маха, є високотемпературна дисоціація та термохімічні нерівноважні ефекти, технології змішування та посилення горіння у надшвидкісних потоках, узгодження гіперзвукового горіння та стиснення потоку та режимів роботи, потоки з низьким числом Рейнольдса у прикордонному шарі та методи керування прикордонним шаром, технології теплового захисту від високоентальпійних потоків з низькою щільністю горіння

та технології наземних випробувань для високо-махових реактивних двигунів відповідно [23].

Вимоги до матеріалів для гіперзвукового польоту тісно пов'язані з конструкцією ЛА та областю польоту, які накладають два основні обмеження:

- 1) теплові навантаження, які залежать від геометрії та розташування на ЛА;
- 2) сильні окислювальні умови, що призводять до змін як властивостей матеріалу (окислення), так і геометрії ЛА (абляція).

У міру збільшення робочих чисел Маха явища інтенсивного теплового нагріву та окислення повинні бути враховані матеріалами в основних підсистемах гіперзвукового ЛА: аероболонка/первинна структура, передні кромки, поверхні керування, тепловий захист площі, рухові установки та системи наведення. Відомі гіперзвукові матеріали обмежують стійкість конструкцій під час роботи в екстремальних середовищах, тому інноваційна розробка таких матеріалів від перших принципів до виробництва у масштабі деталей стає фокусом передових досліджень [22].

При створенні гіперзвукової багатофункціональної крилатої ракети-носія (РН) з прямоточним повітряно-реактивним двигуном (ППРД) виникла ідея використати кільцеве тороподібне крило [13]. Концептуальні положення щодо використання цієї багаторазової РН полягають у наступному. РН стартує вертикально з катапультної пускової установки (з зачиненим повітрозбірником ППРД). Швидкість звуку досягається на турбореактивних двигунах. На висоті близько 30 км за допомогою аеродинамічних площин та інерційної перебудови РН переходить у горизонтальний політ зі швидкістю $M_\infty = 6 \dots 10$ з використанням ППРД (з відчиненим повітрозбірником) і лягає на заданий курс. Переміщення крила-підвісу вздовж осі корпусу дозволяє контролювати центр ваги та аеродинамічний фокус усього компонування РН. Корисний вантаж знаходиться у крилі-підвісі. Ізометрія РН з тороподібним крилом-підвісом показана на рис. 1, а. Форма тракту ППРД, розташованого в циліндричній частині корпусу РН, показана на рис. 1, б.

Ускладнення аеродинамічного розрахунку цієї РН полягає в тому, що в циліндричній час-

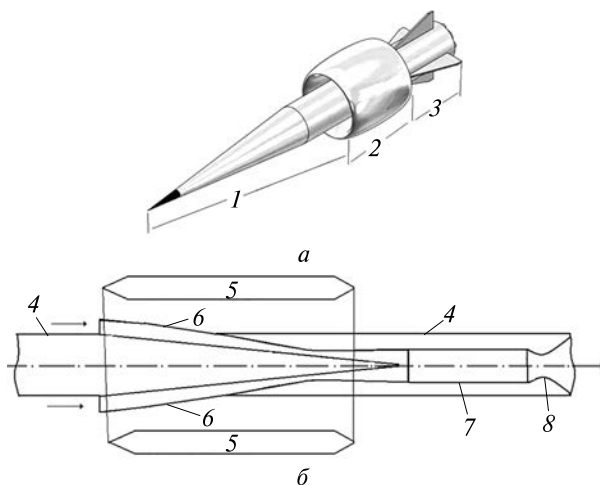


Рис. 1. Ізометрія РН з тороподібним крилом-підвісом (а) (1 — передня частина корпусу, 2 — частина корпусу з тороподібним крилом-підвісом, 3 — хвостова частина корпусу) та форма тракту ППРД (б) (4 — корпус РН, 5 — крило-підвіс, 6 — повітрозбірний пристрій (ПЗП), 7 — камера згоряння, 8 — сопло)

тині корпусу ракети між поверхнею корпусу РН і кільцевим крилом вмонтовується кільцевий повітрозбірник ППРД. Для ефективного використання ППРД необхідні численні параметричні розрахунки для визначення положення повітрозбірника ППРД в залежності від положення кільцевого крила як вздовж осі РН, так і від відстані до її корпусу.

У даний час форма повітрозбірного пристрою (ПЗП) остаточно не визначена. Вхідний переріз в канал ПЗП розташовується в перерізі $x = 5.0$ м. Форма каналу ПЗП досить специфічна: вхідний переріз каналу, розташований на поверхні циліндричної частини корпусу РН, задається у вигляді вузької циліндричної щілини шириною 0.2 м (див. рис. 1, б), яка набуває форми кола у вихідному перерізі каналу ПЗП. На рис. 2 показано поле ізоліній чисел Маха в щілинному каналі ПЗП осесиметричної форми, отримане для $M_\infty = 4$ при $\alpha = 0^\circ$.

Для обчислень використано алгоритм розрахунку течії в каналі ПЗП, описаний у роботах [11, 12]. Надзвуковий потік гальмується в каналі ПЗП за рахунок стиснення верхньою стінкою каналу. У перерізі $x = 8.0$ м формується прямий стрибок ущільнення, за яким течія стає дозву-

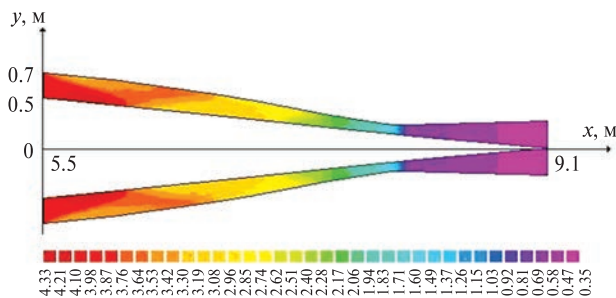


Рис. 2. Ізолнії чисел Маха в щілинному каналі ПЗП осесиметричної форми для $M_\infty = 4$, $\alpha = 0^\circ$

ковою. Поле дозвукової течії усереднюється в перерізі $x = 8.0$ м. Подальший розрахунок течії за прямим стрибком ущільнення до входу в камеру згоряння здійснюється з використанням квазіодновимірної моделі.

Вирішення задачі числового розрахунку зовнішнього надзвукового обтікання цієї РН та внутрішньої течії у тракті ППРД потребує розробки відповідного алгоритмічного та програмного забезпечення.

Раніше концепція ракети кільцеве крило — корпус розроблялася як спосіб зменшення хвильового опору ракети за рахунок дії ударних хвиль від крила на хвостову частину корпуса ракети [18, 23]. Було досягнуто деякого зменшення хвильового опору, при цьому на основну частину загального опору, як і раніше, негативно впливає опір крила і пов'язаних з ним опорних стійок.

Результати комплексного розрахунку обтікання РН з ППРД і тороподібним крилом-підвісом у строгій постановці можна отримати методом розв'язання повної системи рівнянь газової динаміки. У межах такого підходу вирішуються нестационарні тривимірні рівняння газової динаміки [9, 11]. Для розв'язання цих рівнянь широкого поширення в даний час набули промислові програмні комплекси ANSYS CFX, ANSYS FLUENT, FlowVision, SolidWorks та ін. [6, 12, 21]. Однак застосування алгоритмів методу встановлення потребує великих витрат машинного часу (декількох годин). Для ефективного використання крила-підвісу потрібна велика серія параметричних розрахунків аеродинамічних характеристик

(АДХ) РН в залежності від положення крила-підвісу як вздовж осі, так і від відстані до корпуса РН.

Використання маршових алгоритмів дозволяє суттєво зменшити витрати часу на проведення розрахунків [15]. Результати аеродинамічних розрахунків надзвукового обтікання корпуса РН з крилом-підвісом можуть бути отримані з використанням маршових алгоритмів розрахунку, при цьому витрати машинного часу для оперативного розрахунку не перевищують кількох хвилин. Це дозволяє значно скоротити терміни попереднього визначення на етапі проєктного відпрацювання конструктивних параметрів складових частин РН. З аналізу методів числового розрахунку аеродинаміки ракет [2, 5] з'ясовано, що алгоритми, в яких використовуються рівняння нев'язкого газу та алгоритми розрахунку опору сил тертя, адекватно описують реальні течії при безвідривному обтіканні ракет і дозволяють визначати АДХ з задовільною точністю. Тому алгоритм аеродинамічного розрахунку зовнішнього обтікання корпуса РН з тороподібним крилом-підвісом надзвуковим потоком повітря реалізується у наближенні нев'язкого газу з використанням методів маршового розрахунку [4, 7, 15]. ІТМ НАНУ і ДКАУ має досвід з питань розрахунку надзвукового та гіперзвукового обтікання ракет і літальних апаратів [9, 12, 14]. Для вирішення зазначеної вище задачі розрахунку надзвукового обтікання РН з крилом-підвісом було дороблено алгоритмічне та програмне забезпечення. При цьому за базову програму використовується раніше розроблена в ІТМ НАНУ і ДКАУ програма [9] маршового розрахунку обтікання ракет з плоскими консолями, у яку додано програмні модулі формування початкових полів потоку для декількох розрахункових підобластей (РПО) та об'єднання декількох полів у одне, що дозволяє у процесі маршового розрахунку розбивати розрахункову область (РО) на декілька РПО, а також об'єднувати декілька РПО в одну РО.

Метою цієї роботи є представлення результатів маршових розрахунків надзвукового обтікання корпуса РН з крилом-підвісом.

Загальні питання аеродинаміки гіперзвукової ракети-носія (РН) з тороподібним крилом-підвісом були розглянуті в роботі [13].

АЛГОРИТМ МАРШОВОГО РОЗРАХУНКУ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ РН З КРИЛОМ-ПІДВІСОМ, ОСНАЩЕНОЇ ППРД

Маршовий розрахунок надзвукового обтікання РН з ППРД виконується у три етапи:

- перший етап — розрахунок зовнішнього обтікання корпусу РН до перерізу, в якому лежить зріз вихлопного сопла ППРД;
- другий етап — розрахунок внутрішньої течії у тракті ППРД з урахуванням течії навколо передньої частини корпусу РН перед входом у тракт ППРД;
- третій етап — розрахунок взаємодії зовнішньої течії навколо корпусу РН зі струменем продуктів згоряння, що витікає через сопло ППРД.

Перший етап розрахунку надзвукового обтікання корпусу РН з крилом-підвісом виконується з використанням маршового алгоритму, наведеного у роботі [14].

Виконання другого етапу маршового розрахунку для внутрішньої течії у тракті ППРД починається після завершення першого етапу. Цей етап розрахунку має такі складові [11, 12]:

- а) розрахунок течії у повітрозбірнику — спочатку розраховується стиск надзвукового потоку, потім гальмування його у прямому стрибку ущільнення та прискорення дозвукового потоку;
- б) розрахунок дозвукової течії у камері згоряння з урахуванням подачі гасу і його згоряння у кисні повітря;
- в) визначення площини критичного перерізу сопла, що забезпечує надзвукове витікання отриманої витрати продуктів згоряння;
- г) розрахунок течії у соплі Лавалю — завдання надзвукового потоку з невеликим надзвуковим числом Маха $M_\infty \approx 1.2$ за критичним перерізом і прискорення цього надзвукового потоку у соплі;
- д) розрахунок течії у вихлопному струмені, що взаємодіє зі збуреним зовнішнім потоком навколо корпусу РН.

Детальний опис моделювання зазначених вище складових, що зводяться до розрахунку термогазодинамічних процесів у елементах тракту ППРД (повітрозбірнику, камері згоряння, соплі та струмені продуктів згоряння), наведено у роботах [10, 11].

Вирішення задачі розрахунку надзвукового обтікання ракети з крилом-підвісом, оснаще-

ної ППРД, потребує доробки алгоритмічного та програмного забезпечення, наявного у ІТМ НАНУ і ДКУ. З урахуванням вищезазначених зауважень наявні алгоритми оперативного розрахунку було дороблено для забезпечення можливості моделювання течії навколо корпусу РН з тороподібним крилом-підвісом та термогазодинаміки течії у тракті ППРД.

Ускладнення аеродинамічного розрахунку полягає в тому, що в циліндричну частину корпусу РН, яку охоплює крило-підвіс, вмонтовано кільцевий повітрозбірник, камера згоряння та вихідне сопло. Особливість аеродинамічного розрахунку РН з тороподібним крилом-підвісом полягає в тому, що наявність цього крила суттєво впливає як на поле течії навколо корпусу РН, та і на термогазодинамічні параметри внутрішньої течії у тракті ППРД. Повздовжній профіль крила-підвісу задається у вигляді подвійного клину із загостреними передньою та задньою кромками. Кути загострення нижньої і верхньої поверхонь повздовжнього профілю задаються такими чином, щоб реалізовувалась течія з приєднаними стрибками ущільнення як на нижній, так і на верхній поверхнях крила-підвісу.

Маршовий розрахунок надзвукової течії навколо корпусу РН з крилом-підвісом виконується відповідно [14] у три кроки:

- розрахунок обтікання наконечника і корпусу РН до передньої кромки крила-підвісу (частина корпусу 1);
- розрахунок течії від передньої до задньої кромки крила-підвісу послідовно у двох областях — перша розрахункова підобласть (РПО) лежить між поверхнею корпусу і нижньою поверхнею крила-підвісу, а друга РПО розташована між верхньою поверхнею крила-підвісу і фронтом головного стрибка ущільнення (частина корпусу з крилом 2);
- розрахунок течії у хвостовій частині корпусу РН за крилом-підвісом, у якій також можуть бути розташовані плоскі консоли (частина корпусу 3).

Перед початком проведення розрахунків другого кроку формуються початкові поля течій для зазначених вище двох РПО у поперечному перерізі $x = x_1$, що збігається з передньою кромкою крила-підвісу, для меридіональних площин

$\phi = \phi_i$, де ϕ_i — меридіональні кути променів розрахункової сітки.

При заданому розміщенні крила-підвісу відносно корпусу ракети можливі два варіанти положення передньої кромки крила-підвісу у меридіональній площині $\phi = \text{const}$ в залежності від умов польоту [14]. У першому варіанті передня кромка крила-підвісу повністю лежить у полі течії між поверхнею корпусу ракети і головним стрибком ущільнення. У другому варіанті передня кромка крила-підвісу лежить над головним стрибком ущільнення у незбуреному полі потоку, що набігає. Слід зазначити, що при кутах атаки $\alpha \neq 0$ можуть одночасно реалізовуватися обидва варіанти положення передньої кромки крила у різних меридіональних площинах $\phi = \text{const}$. Детальний опис формування початкових полів плин навколо передньої кромки крила-підвісу описано в роботі [14].

Перед початком третього кроку розрахунку у перерізі $x = x_2$, що збігається з задньою кромкою крила-підвісу, формується одне початкове поле течії у розрахунковій області між поверхнею корпусу РН і фронтом головного стрибка ущільнення за рахунок об'єднання полів течії у двох РПО, що використовувалися на другому кроці розрахунку. Починаючи з перерізу $x = x_2$, продовжується маршовий розрахунок течії в одній розрахунковій області РО, що розташована за задньою кромкою крила.

РЕЗУЛЬТАТИ РОЗРАХУНКІВ ПАРАМЕТРІВ ТЕЧІЙ НАВОКОЛО КОРПУСА РН З КРИЛОМ-ПІДВІСОМ

Результати розрахунків надзвукового обтікання ракети з тороподібним крилом-підвісом були здійснені у наближенні нев'язкого газу з використанням запропонованого алгоритму і явної схеми Годунова — Колгана — Родіонова [4, 7, 15] на розрахунковій сітці $N_\phi = 37$, $N_r = 41$. Крок вздовж маршового напрямку розраховувався для числа Куранта КФЛ = 0.9. Твірну поверхні корпусу РН осесиметричної сферично-затупленої форми (радіуса затуплення $R = 0.01$ м) задано в циліндричній системі координат $Oxrf$ координатами трьох опірних точок: $x_1 = 1$ м, $r_1 = 0.1$ м, $x_2 = 5$ м, $r_2 = 0.5$ м, $x_3 = 12$ м, $r_3 = 0.5$ м. Геометричні параметри форми повздовжнього профілю

крила-підвісу задаються у системі координат $\bar{x}\bar{O}\bar{y}$, пов'язаній з передньою кромкою цього профілю, координатами $\bar{x}$ та $\bar{y}$ у чотирьох точках на нижній та верхній поверхнях: нижня поверхня — $(\bar{x}_1 = 0; \bar{y}_1 = 0)$, $(\bar{x}_2 = 1.3; \bar{y}_2 = -0.25)$, $(\bar{x}_3 = 4.1; \bar{y}_3 = -0.25)$, $(\bar{x}_4 = 5.4; \bar{y}_4 = 0)$; верхня поверхня — $(\bar{x}_1 = 0; \bar{y}_1 = 0)$, $(\bar{x}_2 = 1.3; \bar{y}_2 = 0.25)$, $(\bar{x}_3 = 4.1; \bar{y}_3 = 0.25)$, $(\bar{x}_4 = 5.4; \bar{y}_4 = 0)$.

Координати точки $\bar{O}(x_0, y_0)$ початку системи координат $\bar{x}\bar{O}\bar{y}$, що пов'язана з профілем крила-підвісу, в основній декартовій системі координат xuz , початок якої лежить у вістрі корпусу РН: $x_0 = 5$ м, $y_0 = 1$ м. Результати розрахунків наведені для РН з такими габаритними розмірами: довжина — 12 м, діаметр корпусу РН — 1 м, діаметр крила-підвісу — 2.5 м.

З використанням вищезазначених параметрів розрахункової сітки термінові витрати роботи процесора ПЕОМ на розрахунок одного варіанту не перевищують двох хвилин для комп'ютера з тактовою частотою процесора 3.2 ГГц.

Нижче наведено результати розрахунків надзвукового обтікання РН з тороподібним крилом-підвісом для різних чисел Маха M_∞ і кутів атаки α . Характерна картина течії навколо РН показана на рис. 3 у вигляді ізоліній тиску (рис. 3, а) та числа Маха (рис. 3, б) у площині симетрії течії для $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$. На цьому рисунку і далі наведено безрозмірні розподіли тиску $\bar{p} = p / (\rho_\infty \cdot V_\infty^2)$, віднесені до подвійного швидкісного напору, де ρ_∞ і V_∞ — щільність і швидкість потоку повітря, що набігає. З рис. 3 видно, що реалізуються одночасно два варіанти течії навколо передньої кромки крила-підвісу: з навітряної сторони потоку реалізується другий варіант течії, з підвітряної сторони потоку — перший варіант. Таким чином, при обтіканні РН під кутом атаки в різних меридіональних площинах $\phi = \text{const}$ можуть реалізовуватися різні варіанти течії навколо передньої кромки крила-підвісу. В площині $\phi = 0$ передня кромка крила-підвісу перебуває у незбуреному потоці, що набігає, а у площині $\phi = 180^\circ$ — у збуреному.

Картина течії та зміна параметрів потоку у поперечних перерізах корпусу РН ілюструється полями ізоліній тиску в цих перерізах. Крило-підвіс, що має білий колір на рис. 3, починається на

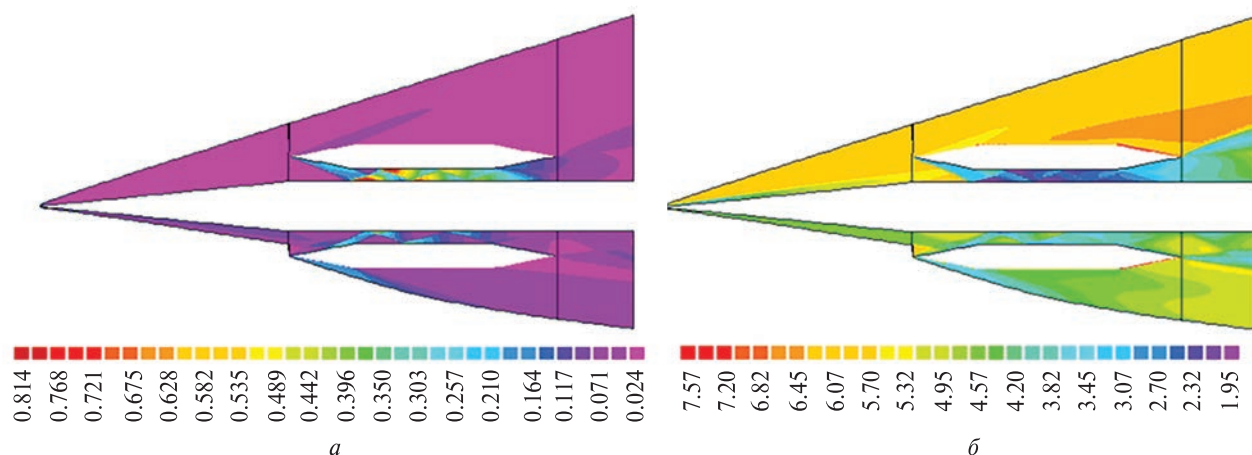


Рис. 3. Ізолінії тиску $\bar{p}$ (а) та числа Маха (б) в площині симетрії течії для $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$

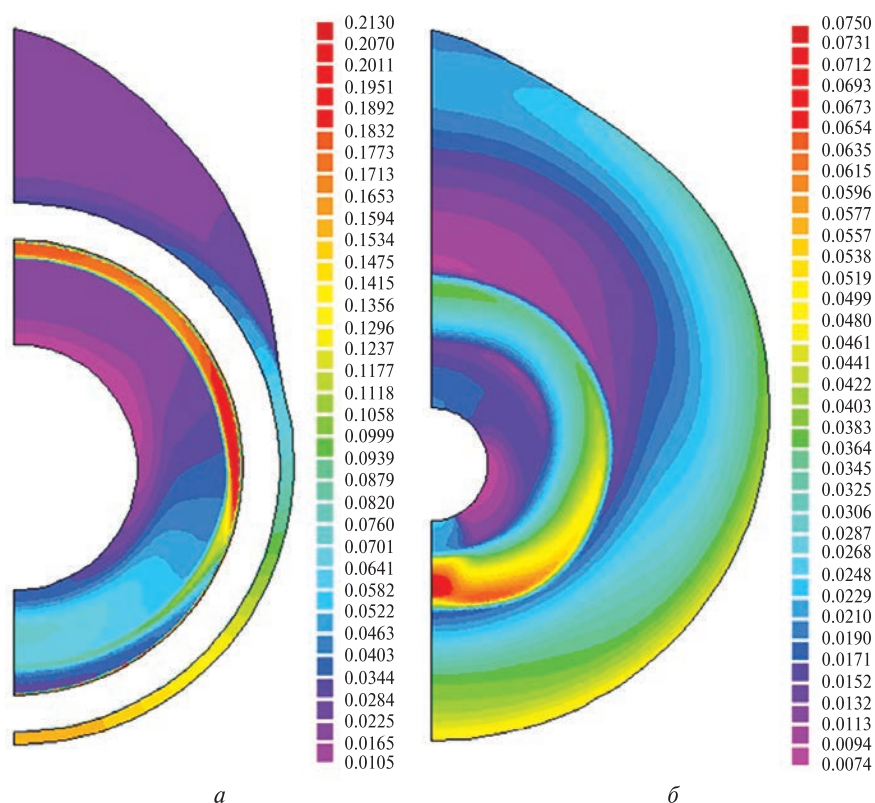


Рис. 4. Поля ізобар $\bar{p}$ у поперечних перерізах: $x = 5.4$ м (а), $x = 12.0$ м (б)

зрізі $x = 5.0$ м і закінчується на зрізі $x = 10.4$ м. Зміни тиску у поперечних перерізах для параметрів $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$ ілюструє рис. 4, на якому наведено ізолінії тиску на першому клині за пе-

редньою кромкою крила $x = 5.4$ м (рис. 4, а), в кінці корпусу РН $x = 12.0$ м (рис. 4, б).

Наявність кута атаки призводить до підвищення рівня тиску у області, що лежить між кор-

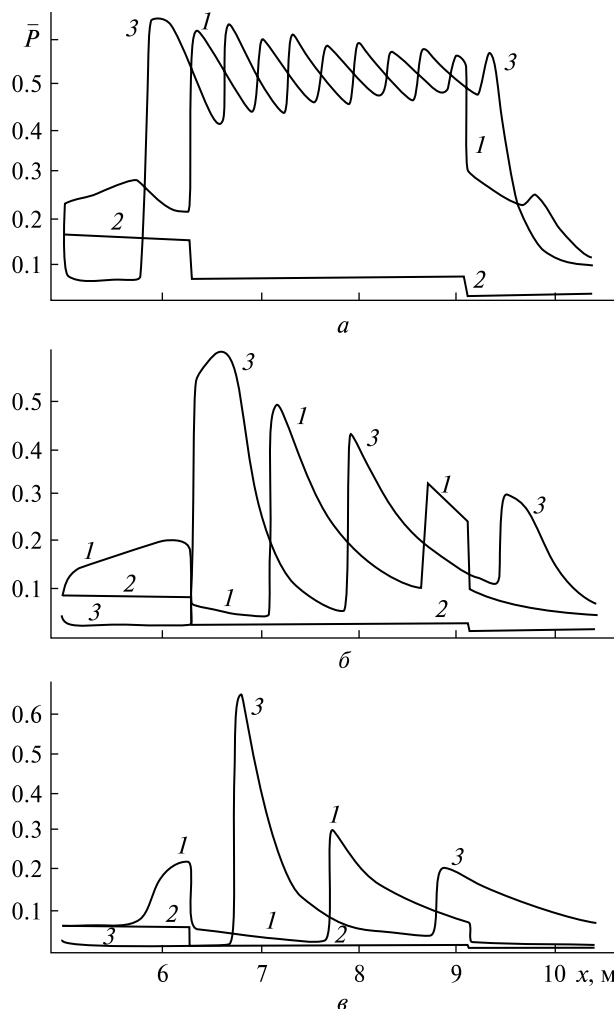


Рис. 5. Розподіли тиску вздовж поверхні корпусу РН: для чисел Маха $M_\infty = 3$ (а), $M_\infty = 6$ (б), $M_\infty = 10$ (в) та кута атаки $\alpha = 0$: 1 — поверхня корпусу РН, 2 — верхня поверхня крила-підвісу, 3 — нижня поверхня крила-підвісу

пусом РН та нижньою поверхнею крила-підвісу, причому на підвітряній стороні потоку це підвищення значно більше, ніж на навітряній. Коливання тиску на поверхні корпусу РН та на нижній поверхні крила-підвісу узгоджені і пов'язані з відбиттям стрибків ущільнення від поверхонь корпусу та крила-підвісу, причому частота коливань тиску вздовж цих поверхонь зменшується зі збільшенням числа M_∞ . Максимальний рівень тиску з'являється на поверхні корпусу РН у тих зонах, де косий стрибок ущільнення, що виникає біля передньої кромки крила-підвісу на її

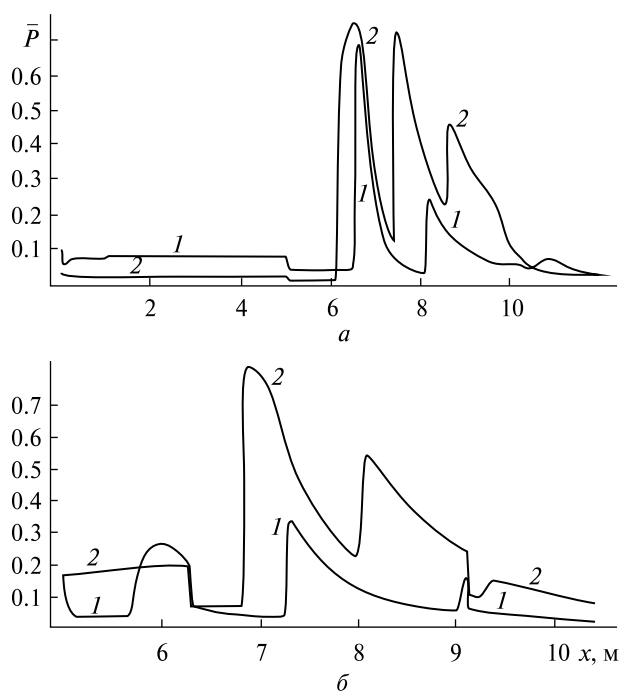


Рис. 6. Розподіли тиску для $M_\infty = 6$, $\alpha = 8^\circ$ вздовж поверхні корпусу РН (а) та для нижньої поверхні крила-підвісу (б) у меридіональних площинах: 1 — $\phi = 0$, 2 — $\phi = 180^\circ$

нижній поверхні, попадає на поверхню корпусу РН. На рис. 5 наведено розподіли тиску вздовж поверхні корпусу РН, нижньої та верхньої поверхонь крила-підвісу, що отримані для чисел Маха $M_\infty = 3$ (а), $M_\infty = 6$ (б), $M_\infty = 10$ (в) та кута атаки $\alpha = 0$. Хвильовий характер розподілу тиску вздовж осі РН добре відображають лінії 1 і 3 на рис. 5. Рівень тиску на верхній поверхні крила-підвісу (лінії 2) значно нижчий. Зміни тиску вздовж верхньої поверхні крила-підвісу зумовлені тільки відхиленнями твірної поверхні від осі корпусу РН і ніяк не пов'язані з хвильовим характером течії між поверхнею корпусу РН і нижньою поверхнею крила-підвісу.

Повздовжні розподіли тиску при наявності кута атаки $\alpha = 8^\circ$ для $M_\infty = 6$ наведено на рис. 6 для поверхні корпусу РН (рис. 6, а) та для нижньої поверхні крила-підвісу (рис. 6, б) в меридіональних площинах $\phi = 0$ (лінії 1) і $\phi = 180^\circ$ (лінії 2). Отримані розподіли тиску використовуються для розрахунку АДХ вздовж корпусу

РН. У поточному маршовому перерізі в оточеному напрямку виконується інтегрування сил і моментів. Додавки, отримані у поточному маршовому перерізі, додаються до АДХ, отриманих раніше. При розрахунку АДХ РН з крилом-підвісом використовується розрахунок аеродинамічних сил і моментів, що діють на такі елементи поверхні РН:

- осесиметрична поверхня корпусу РН,
- осесиметрична нижня поверхня крила-підвісу,
- осесиметрична верхня поверхня крила-підвісу.

Складові хвильового опору C_{xv} повздовжньої сили спротиву, що діє на нижню та верхню поверхню заднього клину крила-підвісу мають різні знаки. На нижній поверхні крила-підвісу коефіцієнт C_{xv} збільшується за рахунок збільшення тиску на передньому клині, а на задньому клині C_{xv} зменшується, тому що тиск на ньому вищий від тиску $\bar{p}_{\infty} = 0.0446$ у потоці, що набігає. На верхній поверхні крила-підвісу коефіцієнт C_{xv} збільшується за рахунок збільшення тиску на передньому клині, а на задньому клині C_{xv} також збільшується тому, що тиск на ньому нижчий від тиску $\bar{p}_{\infty}$ у потоці, що набігає. Коефіцієнт C_{xv} для корпусу РН збільшується до зрізу $x = 5$, після чого на циліндричній частині

поверхні не змінюється. Коефіцієнт хвильового опору C_{xv} для компонування РН з крилом-підвісом дорівнює їхній сумі.

Значення коефіцієнтів опору C_x повздовжньої сили спротиву для елементів РН з крилом-підвісом, що були отримані для $M_{\infty} = 3, 4, 6, 10$ при $\alpha = 0$, наведені в табл. 1.

Для коефіцієнтів опору в табл. 1 використані такі позначення: C_{xv} — хвильовий опір, C_{xf} — опір тертя, C_{xd} — опір на донному зрізі, C_x — сумарний опір, δ — збільшення опору РН з крилом-підвісом відносно ізольованого корпусу РН.

Крило-підвіс призводить до збільшення коефіцієнта C_x у кілька разів, причому зі збільшенням числа Маха це збільшення зростає: при $M_{\infty} = 3$ — у 5 разів, при $M_{\infty} = 4$ — у 6 разів, при $M_{\infty} = 6$ — у 8 разів, при $M_{\infty} = 10$ — майже у 10 разів.

Наявність кута атаки призводить до появи нормальної сили і моменту тангажу, що діють на елементи РН. Хвильовий характер розподілу тиску на поверхні корпусу РН і на нижній поверхні крила-підвісу призводить до хвильового розподілу коефіцієнтів C_y і C_m вздовж осі корпусу РН.

ВИСНОВКИ

Розроблено алгоритм маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з крилом-підвісом, в якому у процесі маршового розрахунку розрахункова область навколо передньої кромки крила розбивається на дві розрахункові підобласті, а потім на задній кромці крила ці підобласті знову об'єднуються в одну розрахункову область. На базі цього алгоритму створено програмне забезпечення, використання якого дозволяє суттєво зменшити витрати часу на обчислення надзвукового обтікання ракети-носія з крилом-підвісом з прийнятною для проектування точністю.

Наявність крила-підвісу призводить до хвильового характеру розподілу тиску в області між поверхнею корпусу РН і нижньою поверхнею крила-підвісу, що пов'язано з відбиттям стрибків ущільнення від поверхонь корпусу та крила-підвісу, причому частота цих коливань вздовж корпусу РН зменшується зі збільшенням числа

Таблиця 1. Значення коефіцієнтів опору C_x для елементів РН для $M_{\infty} = 3, 4, 6, 10$ при $\alpha = 0$

M_{∞}	Елемент РН	Коефіцієнт опору				
		C_{xv}	C_{xf}	C_{xd}	C_x	δ
3	Корпус	0.0329	0.0490	0.1050	0.1869	5.136
	Крило	0.6501	0.1229	0.0000	0.7730	
	РН з крилом				0.9599	
4	Корпус	0.0300	0.0441	0.0657	0.1398	6.575
	Крило	0.6691	0.1104	0.0000	0.7794	
	РН з крилом				0.9192	
6	Корпус	0.0265	0.0373	0.0367	0.1005	8.457
	Крило	0.6564	0.0931	0.0000	0.7494	
	РН з крилом				0.8499	
10	Корпус	0.0235	0.0297	0.0154	0.0685	9.723
	Крило	0.5237	0.0738	0.0000	0.5975	
	РН з крилом				0.6660	

Маха. Досить неочікуваний результат полягає в тому, що зі збільшенням кута атаки рівень тиску на підвітряній стороні області, яка лежить між корпусом РН та нижньою поверхнею крила-підвісу, стає значно більшим, ніж на навітряній.

З результатів розрахунку впливу кута атаки на АДХ ракети з тороподібним крилом-підвісом можна зробити висновок, що крило-підвіс призводить до збільшення коефіцієнта C_x у декілька разів за рахунок хвильового опору крила, причому зі збільшенням числа Маха вклад цього опору збільшується. Додатки до коефіцієнтів нормальної сили C_y і моменту тангажу C_m на поверхні

корпуса ракети і поверхнях крила-підвісу мають різні знаки. Вони зумовлені більш високим рівнем тиску на поверхні корпусу ракети і на нижній поверхні крила-підвісу з підвітряного боку потоку в області течії за передньою кромкою крила-підвісу.

Перевагою створеного програмного забезпечення є оперативність виконання параметричних розрахунків, що дозволяє значно скоротити терміни попереднього визначення на етапі проектного відпрацювання конструктивних параметрів складових частин ракети-носія з крилом-підвісом, що оснащена ППРД.

ЛІТЕРАТУРА

1. Андерсон Д., Таннехилл Дж., Плетчер Р. *Вычислительная гидромеханика и теплообмен*: В 2-х т. Пер. с англ. М.: Мир, 1990. Т. 2. 392 с.
2. *Аэродинамика ракет*: В 2-х кн. Под общ. ред. М. Хемша и Дж. Нилсена. М.: Мир, 1989. Кн. 1. 433 с.; Кн. 2. 513 с.
3. Башкин В. А., Егоров И. В. *Численное моделирование динамики вязкого совершенного газа*. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. 372 с.
4. Колган В. П. Применение принципа минимальных значений производной к построению конечноразностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики. *Уч. зап. ЦАГИ*. 1972. **3**, № 6. С. 68—77.
5. Любимов А. Н., Тюменев Н. М., Хут Г. И. *Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел*. М.: Наука, 1994. 398 с.
6. *Применение системы ANSYS к решению задач механики сплошной среды*. Практическое руководство. Под ред. А. К. Любимова. Нижний Новгород: Изд-во Нижегородского госун-та, 2006. 227 с.
7. Родионов А. В. Монотонная схема второго порядка аппроксимации для сквозного расчета неравновесных течений. *Журн. вычисл. матем. и матем. физ.* 1987. **27**, № 4. С. 565—593.
8. *Система моделирования движения жидкости и газа FlowVision. Версия 3.08.03. Примеры решения типовых задач*. М.: ООО «Тесис», 2012. 229 с.
9. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации. *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 5. С. 33—43. <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033>
10. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Маршевые алгоритмы расчета термогазодинамических процессов в прямоточных воздушно-реактивных двигателях, интегрированных с летательным аппаратом, с учетом пространственных эффектов. *Вестн. двигателестроения*. 2019. № 2. С. 14—21.
11. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Математическое моделирование процессов аэрогазотермодинамики сверхзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 2. С. 3—18. <https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003>.
12. Тимошенко В. И., Галинский В. П. Розрахунково-методичне забезпечення для проведення комплексних розрахунків надзвукового обтікання літальних апаратів з прямоточними повітряно-реактивними двигунами. *Техн. мех.* 2022. № 2. С. 3—16. <https://doi.org/10.15407/itm2022.02.003>.
13. Тимошенко В. І., Галинський В. П., Паршуткін О. М. *Аеродинаміка ракети-носія з торовидним крилом-підвісом*. Матер. восьмої міжнар. наук.-практичної конф. (Київ, 27—28 вересня 2022 р.). Київ: ІГМ НАН України, 2022. С. 85—86.
14. Тимошенко В. І., Галинський В. П. Алгоритми розрахунку надзвукового обтікання ракети з кільцевим крилом. *Техн. мех.* 2023. № 2. С. 3—12.
15. *Численное решение многомерных задач газовой динамики*. Под общ. ред. С. К. Годунова. М.: Наука, 1976. 400 с.
16. CFD Module. User's Guide. COMSOL 5.4. 710 p. URL: <https://doc.comsol.com/5.4/doc/com.comsol.help.cfd/CFD-ModuleUsersGuide.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
17. Di Benedetto S., Marini M., Roncioni P., Vitale A., Vernillo P., Di Lorenzo G., Scigliano R., Cardone S., Albano M., Bertacin R. The Scramjet Hypersonic Experimental Vehicle. HiSST-2024: The 3rd Int. Conf. High-Speed Vehicle Sci. Technology (14—19 April 2024). Busan, Korea, 2024.

18. Fry R. S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *J. Propulsion and Power*. 2004. **20**, No. 1. P. 27—58.
19. Lee K.-H., Kim M.-S., Choi J.-Y., Yu K. H. An Experimental Investigation of Low-Frequency Active Excitation in Scramjet Combustor Using a Micro-Pulse Detonation Engine. *Aerospace*. 2024. **11**. 559. 20 p.
20. Lu Yang L., Zhang G. An Effective Simulation Scheme for Predicting the Aerodynamic Heat of a Scramjet-Propelled Vehicle. *Appl. Sci*. 2021. **11**. 9344. 26 p.
21. Morris O. Aerodynamic Characteristics in Pitch of Several Ring - Wing - Body Configurations at a Mach Number of 2.2. NASA TN D-1272. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1962. 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19650025464/downloads/19650025464.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
22. Peters A. B., Zhang D., Chen S., Ott C., Oses C., Curtarolo S., McCue I., Pollock T. M., Prameela S. E. Materials design for hypersonics. *Nature Communications*. 2024. **15**. 332 (18 p.). <https://doi.org/10.1038/s41467-024-46753-3>
23. Singh A. K., Vidya G., Ashok V. Numerical Analysis of an Integrated Scramjet Vehicle at Hypersonic Speed. *AIAA* 2023-3012.
24. Spearman M. L. Unconventional Missile Concepts from Consideration of Varied Mission Requirements. NASA TM-85829. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1984. 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840019611/downloads/19840019611.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).

REFERENCES

1. Anderson D. A., Tannehill J. C., Pletcher R. H. (1984). *Computational fluid mechanics and heat transfer. Second edition*. New York.: Hemisphere Publ. Corporation, 792 p.
2. Hemsch M. J., Nielsen J. M. (1986). *Tactical missile aerodynamics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., N. Y., 800 p.
3. Bashkin V. A., Egorov I. V. (2012). *Numerical modeling of dynamics of viscous perfect gas*. M.: PHYSMATLIT, 372 p. [in Russian].
4. Kolgan V. P. (1972). Application of the principle of minimum values of the derivative to the construction of finite-difference schemes for the calculation of discontinuous solutions of gas dynamics. *Sci. Notes TsAGI*, **3**, № 6, 68—77 [in Russian].
5. Lyubimov A. N., Tyumenev N. M., Khut G. I. (1994). *Methods of Research of Gas Flows and Determination of Aerodynamic Characteristics of Axisymmetric Bodies*. M.: Nauka, 398 p. [in Russian].
6. *Application of ANSYS system to solving problems of continuum mechanics*. Practical Guide (2006). Ed. by A. K. Lyubimov. Nizhny Novgorod: Publ. house of Nizhny Novgorod State University, 227 p. [in Russian].
7. Rodionov A. V. (1987). Monotonic scheme of the second order of approximation for through calculation of nonequilibrium flows. *J. Computational Mathematics and Mathematical Phys.*, **27**, № 4, 565—593 [in Russian].
8. *FlowVision fluid and gas motion modeling system. Version 3.08.03. Examples of solving typical problems* (2012). M.: Tesis Ltd, 229 p. [in Russian].
9. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2017). Numerical simulation of supersonic streamline of launch vehicles equipped with thin controls and stabilization. *Space Science and Technology*, **23**, № 5, 33—43. <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.033> [in Russian].
10. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2019). Marching algorithms of calculation of thermogasodynamic processes in ramjet engines integrated with an aircraft, taking into account spatial effects. *Bull. engine industry*, No. 2, 14—21 [in Russian].
11. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2020). Mathematical modeling of the processes of aerogasothermodynamics of a supersonic aircraft with a ramjet engine. *Space Science and Technology*, **26**, № 2, 3—18. <https://doi.org/10.15407/knit2020.02.003> [in Russian].
12. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2022). Calculation and methodological support for complex calculations of supersonic flow of aircraft with ramjet engines. *Technical mechanics*, No. 2, 3—16 [in Ukraine].
13. Timoshenko V. I., Galinskii V. P., Parshutkyn A. N. (2022). Aerodynamics of a launch vehicle with a toroidal wing-suspension. Proc. Eighth Int. Scientific and Practical Conf. (Kyiv, September 27—28, 2022). Kyiv: IGM of NAS of Ukraine, 85—86 [in Ukraine].
14. Timoshenko V. I., Galinskii V. P. (2023). Algorithms for calculating the supersonic flow of a rocket with a ring wing. *Technical mechanics*, № 2, 3—12 [in Ukraine].
15. *Numerical solution of multidimensional problems of gas dynamics*. (1976). Under general editorship of S. K. Godunov. M.: Nauka, 400 p. [in Russian].
16. CFD Module. User's Guide. COMSOL 5.4. 710 p. URL: <https://doc.comsol.com/5.4/doc/com.comsol.help.cfd/CFD-ModuleUsersGuide.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
17. Di Benedetto S., Marini M., Roncioni P., Vitale A., Vernillo P., Di Lorenzo G., Scigliano R., Cardone S., Albano M., Bertacin R. (2024). The Scramjet Hypersonic Experimental Vehicle. HiSST-2024, The 3rd Int. Conf. High-Speed Vehicle Science Technology (14—19 April 2024, Busan, Korea).

18. Fry R. S. (2004). A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *J. Propulsion and Power*, **20**, № 1, 27–58.
19. Lee K.-H., Kim M.-S., Choi J.-Y., Yu K. H. (2024). An Experimental Investigation of Low-Frequency Active Excitation in Scramjet Combustor Using a Micro-Pulse Detonation Engine. *Aerospace*, **11**, 559, 20 p.
20. Lu Yang L., Zhang G. (2021). An Effective Simulation Scheme for Predicting the Aerodynamic Heat of a Scramjet-Propelled Vehicle. *Appl. Sci.*, **11**, 9344, 26 p.
21. Morris O. (1962). Aerodynamic Characteristics in Pitch of Several Ring - Wing - Body Configurations at a Mach Number of 2.2. *NASA TN D-1272*. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19650025464/downloads/19650025464.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).
22. Peters A. B., Zhang D., Chen S., Ott C., Oses C., Curtarolo S., McCue I., Pollock T. M., Prameela S. E. (2024). Materials design for hypersonics. *Nature Communications*, **15**, 332 (18 p.). <https://doi.org/10.1038/s41467-024-46753-3>.
23. Singh A. K., Vidya G., Ashok V. (2023). Numerical Analysis of an Integrated Scramjet Vehicle at Hypersonic Speed. *AIAA* 2023-3012.
24. Spearman M. L. (1984). Unconventional Missile Concepts from Consideration of Varied Mission Requirements. *NASA TM-85829*. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 32 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19840019611/downloads/19840019611.pdf> (дата звернення: 15.02.2024).

Стаття надійшла до редакції 21.02.2024

Після доопрацювання 04.11.2024

Прийнято до друку 08.11.2024

Received 21.02.2024

Revised 04.11.2024

Accepted 08.11.2024

V. I. Timoshenko¹ (staff), Ph.D. in Phys. & Math., Senior Researcher

ORCID <https://orcid.org/0000-0001-8588-2468>

E-mail: vitymoshenko@ukr.net

V. P. Galinskii¹, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Phys. & Math., Senior Researcher

ORCID <https://orcid.org/0000-0003-1328-7883>

E-mail: itm12@ukr.net

A. N. Parshutkin², Researcher (staff)

E-mail: ntoparus@ukr.net

¹Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine

15, Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

²LTD «NTKB PARUS»

20a, U. Pashalina Str., Kyiv, 02096 Ukraine

FEATURES OF THE MARCH CALCULATION SUPERSONIC FLOWING OF A LAUNCH VEHICLE WITH A TORI-SHAPED RING-WING

An algorithm has been proposed for the march calculation of supersonic flow around the launch vehicle with a ring wing, which is equipped with a ramjet engine. The special feature of the developed algorithm is the introduction of two sub-regions in the computational domain where the ring wing is placed on the body of the launch vehicle. The computational domain is divided into two sub-regions when the march section hits the leading edge of the ring wing — a lower sub-region, which is located between the surface of the body of the launch vehicle and the lower surface of the ring wing, and an upper sub-region, which is placed between the upper on the surface of the ring wing and the front of the head shock wave. When the march section is placed on the rear edge of the ring wing, the lower and upper sub-regions merge with what appears to be one computational domain. Based on an algorithm from a previously created program for the flow around launch vehicles, software was designed for the operational numerical calculation of the supersonic flow around launch vehicles with round or elliptical wings that hug the rocket body. The created software allows for a significant reduction in computational time with an accuracy acceptable for design.

The results of numerical calculations of the supersonic flow are presented in the form of isoline fields of gas-dynamic parameters in the flow field and pressure distributions on the surfaces of the launch vehicle body and the ring wing for a specific form of a launch vehicle with a ring wing. It is shown that the use of a ring wing leads to a wave nature of pressure distribution in the area between the surface of the body of the launch vehicle and the lower surface of the ring wing. As the angle of attack increases, the pressure in the leeward part of this region exceeds the pressure in the windward part of the field. The distributions of the total aerodynamic characteristics of forces and moments acting on the considered launch vehicle configuration are given.

Keywords: launch vehicle, ring-wing, ramjet engine, air scoop, supersonic flow, march methods, algorithm, numerical calculation, flow field, pressure distribution, aerodynamic characteristics.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.015>
UDC 629.782

D. S. KALYNYCHENKO¹, Head of the Launch System, the Laureate of the Boris Paton National Reward of Ukraine
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8687-0255>

E-mail: Kalynychenkodmytro@gmail.com

T. A. MANKO², Prof., Doctor of Technical Sciences, the Laureate of the Boris Paton National Reward of Ukraine

E-mail: tamaramanko1607@gmail.com

¹ M. K. Yangel Yuzhnoye State Design Office

3, Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

² Dnipro National University named after Oles Honchar

72, Gagarin Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

ANALYSIS OF PERFORMANCE CHARACTERISTICS OF AEROSPACE SYSTEMS

The paper discusses the solution to the crucial problem of analyzing the performance characteristics of an air-launched aerospace system (ASS) made in Ukraine as compared with similar foreign ASS. A feasibility study of the parameters of the air-launched aerospace system for the Ukrainian ASS, consisting of a reusable hypersonic unmanned aerial vehicle and an expendable launch vehicle, has been carried out. At the same time, two different types of air engines are used as part of a hypersonic unmanned aerial vehicle: a turbojet engine for takeoff from the runway and a ramjet engine for reaching the required height of hypersonic speed. The integrated launch vehicle consists of three solid propellant stages connecting to the side. An integrated launch vehicle is placed under the unmanned aerial vehicle and separates when it reaches a required height and speed. The technical and economic substantiation of the parameters was carried out according to the criterion of minimizing the costs of the aerospace system, which combines the costs of the development and operation of the aerospace system and shows the number of launches to achieve a reduction in the cost of removing the payload to a given indicator. The results obtained made it possible to determine the performance characteristics of the Ukrainian air-launched aerospace system. The paper presents a comparative analysis of the obtained characteristics. The comparisons were made in terms of overall performance, aerodynamic performance, flight performance, and cost performance. The comparison was made with the main analogs: the projects Spiral (USSR), Molot (Russia), GT RASCAL (United States), Sanger-2, and ELAC (Germany). Based on the comparison of the obtained ASS with existing systems, a rationale was provided for the parameters of the air-launched aerospace system.

Keywords: Aerospace system, air launch, performance characteristics, unmanned aerial vehicle.

INTRODUCTION

There is no aerospace system (ASS) currently in operation anywhere in the world. However, the leading countries of the world are working on projects such as ASS. As noted in [4], the main counterparts are the following projects: Spiral (USSR), Molot (Russia), GT RASCAL (United States), Sanger-2 and ELAC (Germany). There are other analogues, but there is

not enough information about their parameters in open sources. These projects have not been realized and are currently not operational for physical and financial reasons. The main reason is the complexity of the proposed solutions and the use of a large percentage of new technologies that require time-consuming and expensive development. The ASS proposed in [5, 6] uses simpler solutions such as an

Цитування: Kalynychenko D. S., Manko T. A. Analysis of performance characteristics of aerospace systems. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 6 (151). P. 15—19. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.015>

© Publisher PH «Akademperiodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

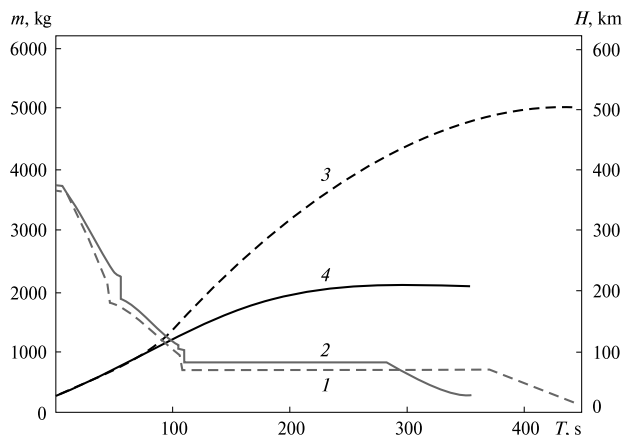


Figure 1. Comparison of LV flight trajectories to LEO and SSO (1 — mass for 500-km SSO, 2 — mass for 200-km LEO, 3 — altitude for 500-km SSO, 4 — altitude for 200-km LEO)

expendable launch vehicle, developed based on well-known and successfully applied technologies, and two types of engines with separate air intake devices, which significantly simplifies the ASS development and operation. It should be noted that priority testing of the air intake device for the ramjet engine has already been completed [7].

METHODOLOGY

The methodology of the comparative analysis consists in searching for detailed information on similar projects and comparing it with the obtained characteristics of the Ukrainian ASS. To complete the comparative analysis and include information available on similar ASS, we will conduct a comparative analysis in the following areas:

1. Basic parameters of the ASS;
2. Design parameters of the UAV (unmanned aerial vehicle);
3. UAV aerodynamic performance;
4. UAV flight parameters;
5. ASS cost performance.

The main objective of the comparative analysis is to draw conclusions about the positive or negative differences between the substantiated characteristics of the Ukrainian ASS and analogous ASS.

SOLVING THE PROBLEM

To compare the basic parameters of the ASS, we will recalculate the launch vehicle (LV) flight trajectory to

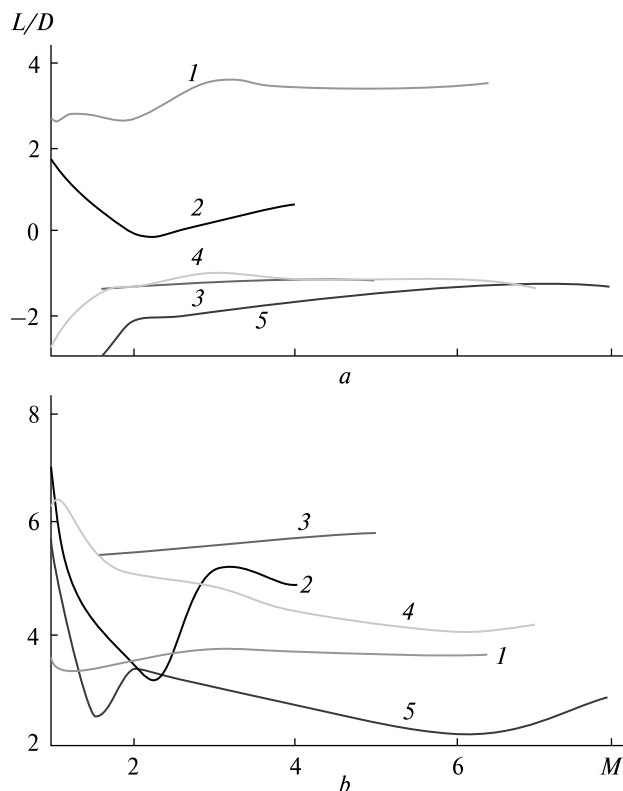


Figure 2. Comparison of lift-to-drag L/D : a — at an angle of attack of $\alpha = 0^\circ$, b — at $\alpha = 6^\circ$ (1 — ASS, 2 — RASCAL, 3 — Molot, 4 — Sängер-2, 5 — ELAC)

a 200-km high low Earth orbit (LEO), since there is no information about analogues for a flight to a sun-synchronous orbit at an altitude of 500 km, and the payload parameters shown in [6] apply to the SSO with an altitude of 500 km.

Figure 1 compares the LV flight trajectories to 200-km high LEO and 500-km high SSO. According to the results of the calculation, the payload mass is $m = 88$ kg, the LV launch mass — 3710 kg, and the ASS launch mass — 22 560 kg.

Table 1 shows a comparison of the basic parameters of the ASS. The comparison results show that the altitude and velocity at separation closely match the analogues that have a similar application profile and range from 30 to 35 km and from 6 to 7 Mach. The launch thrust-to-weight ratio is sufficiently high and corresponds to the upper limit of the range of similar values, i. e. 0.81 within the range from 0.49 to 0.9. The payload mass and the ASS initial mass, respec-

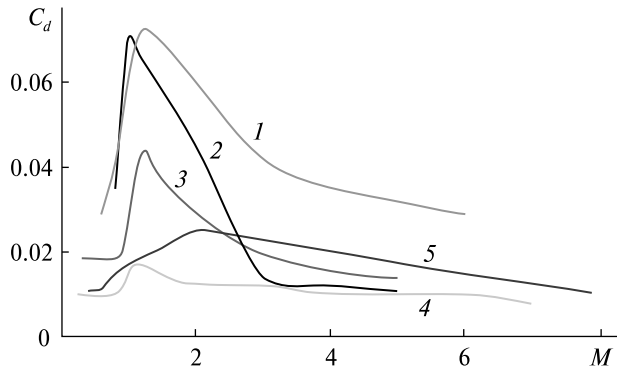


Figure 3. Comparison of drag coefficient C_d at an angle of attack of 0 deg (1 — ASS, 2 — RASCAL, 3 — Molot, 4 — Sänger-2, 5 — ELAC)

tively, differ significantly, which can be explained by the miniaturization of the control systems and, consequently, the reduction in the payload requirements.

Table 2 shows a comparison of the UAV design parameters. According to the Table, the UAV design parameters are on a par with the analogues, which proves the correctness of the selected engineering solutions.

A comparison of the UAV aerodynamic characteristics is shown in Figures 2 and 3. According to the Figures, the lift-to-drag ratio at an angle of attack of 0° is the highest for the ASS. At an angle of attack of 6° , the lift-to-drag ratio is on a par with the analogues. The drag coefficient value is the lowest for the

Table 1. Comparison of ASS basic parameters

Parameter	ASS	GT RASCAL [12]	Spiral [8]	Molot [9]	Sänger-2 [11]	ELAC [3]
Velocity at stage separation, M	6.4	3.0	6.0	2.0	6.6	7.0
Altitude at stage separation, km	30	67.4	28...30	44	35	30
Launch thrust-to-weight ratio	0.81	1.37	0.61	0.49	0.62	0.90
Payload mass, kg	88	113.4	500	767	3000	7000
Relative payload mass, %	0.390	0.296	0.435	1.002	0.820	1.833
Orbit type	circular	transfer. elliptical	circular	circular	circular	—
Orbit height, km	200	148×500	130...150	200	—	—
Mass (upper stage), kg	3710	6473	63000	6174	112000	107400
ASS launch mass, kg	22560	38350	115000	76516	366000	381800

Table 2. Comparison of UAV design parameters

Parameter	ASS	GT RASCAL [12]	Spiral [8]	Molot [9]	Sänger-2 [11]	ELAC [3]
Upper stage relative mass	0.164	0.169	0.548	0.248	0.306	0.281
Propellant relative mass	0.321	0.294	0.139	0.344	0.268	0.233
Structure relative mass	0.242	0.296	—	0.275	—	0.266
Equipment relative mass	0.042	0.041	—	—	—	0.018
Engine relative mass	0.230	0.201	—	0.134	—	0.202
Specific loading on the UAV wing, kgf/m ²	453.0	152.9	479.2	661.9	225.5	293.7

Table 3. Comparison of ASS cost performance

Parameter	ASS	GT RASCAL (2004) [12]	Pegasus XL (1990) [2]	Pegasus XL (2015) [2]	LauncherOne (2021) [10]
ASS launch cost, million US dollars	2.41	1.25	21	56	12
Payload capability to 200 km LEO, kg	88	113.4	443	443	500
The cost of launching a 1 kg payload into 200 km LEO, thousand US dollars	27.3	11	47	126	24

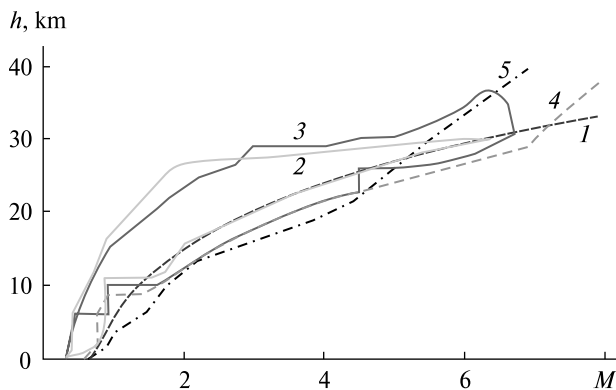


Figure 4. Comparison of UAV flight trajectories (1 — $q_{\max} = 3500 \text{ kgf/m}^2$, 2 — ASS, 3 — Sängner-2, 4 — ELAC, 5 — Skylon)

ASS due to additional resistance created by the lower placement of the LV and the fastening elements and by the LV itself. However, this provides a significant advantage from the point of view of guaranteed safe separation of the UAV and the LV.

Figure 4 shows a comparison of the UAV flight trajectories. The flight trajectory of the SKYLON aerospace system [1] is also shown here for comparison. The data presented show that the ASS flight trajectory occurs at lower dynamic pressures, which means that thermal and aerodynamic loads and, consequently, mass are also lower.

Since data from other projects are not available, the cost performances can be compared using the cost parameters of the GT RASCAL project and existing subsonic ASS. Table 3 shows the cost performance comparison. Based on the comparison results, it can be seen that the specific cost of launching 1 kg of payload by ASS into LEO is low. The cost of

the GT RASCAL project is lower because this project took into account the possibility of a third party paying for some of the services.

CONCLUSIONS

The paper compares the obtained ASS performance characteristics with those of existing analogues.

The comparison of the ASS basic parameters showed the following:

- The obtained altitude and velocity at separation are close to the analogues that have a similar application profile and range from 30 to 35 km and from 6 to 7 Mach;
- The launch thrust-to-weight ratio is sufficiently high and corresponds to the upper limit of the range of similar values, i.e., 0.81 within the range from 0.49 to 0.9;
- The payload mass and the ASS initial mass, respectively, differ significantly, which can be explained by the miniaturization of the control systems and, consequently, the reduction in the payload requirements.

The comparison of the UAV design parameters showed that the UAV design parameters were on a par with the analogues. The comparison of the aerodynamic performance of the UAV showed a high lift-to-drag ratio and a low drag coefficient. The comparison of the UAV flight trajectories showed that the ASS flight trajectory occurs at lower dynamic pressures. The comparison of the cost performance showed a competitive cost of launching 1 kg of payload by the ASS into LEO. Based on the comparison of the obtained ASS with existing systems, a rationale was provided for the parameters of the air-launched aerospace system.

REFERENCES

1. Bond A. (2009). Skylon users' manual. Reaction Engines Limited, SKY-REL-MA-0001, 52 p.
2. Drenthe N. T., Zandbergen B. T. C., Van Pelt M. O. (2017). *Cost estimating of commercial smallsat launch vehicles*. 7 European Conf. Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 15 p.
3. Jacob D., Sachs G., Wagner S. (2005). Basic research and technologies for two-stage-to-orbit vehicles: *Final Report of the Collaborative Research Centres 253, 255 and 259*, 666 p.
4. Kalynychenko D. (2013). *A technical approach to select design parameters of the air-launched space systems*. 64th Int. Astronautical Congress, 7792—7799.
5. Kalynychenko D. S., Baranov E. Yu., Poluyan N. V. (2016). Formation of the efficiency criterion for the selection of design parameters of the aerospace system. *Space Science and Technology*, **22**, № 2 (99), 48—51 [In Ukrainian].
6. Kalynychenko D., Manko T., Pavlenko V., Pavlenko T. (2023). Technical and economic substantiation of the air launch aerospace system parameters. *Space Science and Technology*, **29**, № 2 (141), 3—9.

7. Kornev A., Stetsenko S., Yatsenko V., Smolyakov A., Kalinichenko D. (2021). Integrated approach to gas-dynamic design of supersonic air intakes of aircraft. *Aviation.*, **25** (1), 1–9.
8. Lukashevich V. P., Afanasyev I. B. (2009). *Space Wings*. M.: LenTa Stransviy LLC, 496 p. [In russian].
9. Makeich G. S., Tyukaev M. Yu., Chibisov Ya. N. (2012). Project “Molot”: a hypersonic unmanned booster aircraft with a combined mesh turbo-ramjet power plant. *Proc. MAI* (electronic J.), **51**, 1–20.
10. Oberhaus D. (2021). Virgin Orbit Just Launched a Rocket From a 747 (17 January 2021). URL: <https://www.wired.com/story/virgin-orbit-just-launched-a-rocket-from-a-747/> (Last accessed 28.08.24).
11. Sacher P. W. (2010). The engineering design of engine/airframe integration for the S NGER fully reusable space transportation system. *Aerospace Consulting Report RTO-EN-AVT-185*, 32 p.
12. Young D. A. (2004). Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) independent performance evaluation. *AE8900 Special Project Report*. Atlanta, Georgia 30332-0150, 54 p.

Стаття надійшла до редакції 29.08.2024

Після доопрацювання 24.10.2024

Прийнято до друку 24.10.2024

Received 29.08.2024

Revised 24.10.2024

Accepted 24.10.2024

Д. С. Калиниченко¹, нач. комплексу з проектування ракетних систем.

Лауреат національної премії України імені Бориса Патона

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8687-0255>

E-mail: info@yuzhnoye.com, Kalynychenkodmytro@gmail.com

Т. А. Манько², проф. кафедри, д-р техн. наук. Лауреат національної премії України імені Бориса Патона

E-mail: tamaramanko1607@gmail.com

¹Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

²Дніпровський національний університету імені Олеся Гончара

проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

АНАЛІЗ ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ АВІАЦІЙНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

Роботу присвячено важливій та актуальній задачі порівняльного аналізу характеристик авіаційно-космічної системи (АКС) повітряного старту України та аналогічних закордонних АКС. Для української АКС у складі багаторазового гіперзвукового безпілотного літального апарата та одноразової ракети космічного призначення було виконано техніко-економічне обґрунтування параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту. При цьому у складі гіперзвукового безпілотного літального апарата застосовуються два різні типи двигунів: турбореактивний двигун для зльоту зі злітно-посадкової смуги та прямоточний повітряно-реактивний двигун для досягнення необхідної висоти та гіперзвукової швидкості. Ракета космічного призначення складається із трьох твердопаливних ступенів, з'єднаних послідовно. Ракета космічного призначення розміщується під безпілотним літальним апаратом і відокремлюється при досягненні визначеної висоти та швидкості. Техніко-економічне обґрунтування параметрів проводилось за критерієм мінімізації витрат на авіаційно-космічну систему, що поєднує витрати на розробку та експлуатацію авіаційно-космічної системи та показує кількість запусків, необхідних для зниження вартості виведення корисного вантажу до заданого показника. Отримані результати дозволили визначити технічні та економічні параметри української авіаційно-космічної системи повітряного старту. Наведено порівняльний аналіз отриманих характеристик із характеристиками відомих аналогів: «Спираль» (CPCP), «Молот» (рф), GT RASCAL (США), Sänger-2 та ELAC (Німеччина). Порівняння проводилось за загальними, аеродинамічними, льотно-технічними та економічними характеристиками. За результатами порівнянь обґрунтовано набір параметрів авіаційно-космічної системи повітряного старту.

Ключові слова: Авіаційно-космічна система, повітряний старт, техніко-економічні параметри, безпілотний літальний апарат.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.020>
UDC 629.765

V. A. PROROKA¹, PhD student
<https://orcid.org/0000-0001-6884-3934>
E-mail: v.proroka@gmail.com
S. V. ALEKSEYENKO², Prof., Doctor of Technical Sciences
<https://orcid.org/0000-0003-0320-989X>
E-mail: aleksieienko.s.v@nmu.one

¹Dnipro National University named after Oles Honchar
72, Gagarin Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

²National Technical University "Dnipro Polytechnic"
19 Dmytro Yavornytsky Ave., Dnipro, Ukraine

AERODYNAMIC CALCULATION OF THE ULTRALIGHT SUBORBITAL ROCKET K110 SU

Calculation of aerodynamic characteristics of aircraft is an important stage in solving the tasks of their design and refinement. Aerodynamic computations are required to determine the optimal aerodynamic shape, conduct ballistic computations, develop the control system, strength calculations, and solutions for other tasks arising in the design of aircraft. In this study, the aerodynamic characteristics of suborbital rocket K110 SU were analyzed using the method of three-dimensional Navier-Stokes equations averaged according to Reynolds. For closing up the system of equations, the SST $k-\omega$ model of turbulence was chosen. A numerical solution of the Navier-Stokes equation was obtained with the help of the control volume method. In calculations, the method of the 2nd order of approximation in spatial variables was used. Verification of this method was done by comparison of the obtained computational results with known experimental data. For the developed structural and compositional layout of the rocket, the dependence of the frontal drag on the Mach number and roughness of the surface was investigated. Peculiarities of the structure of the flow with consideration of the shape of the fairing and aerospike were determined, and their influence on the aerodynamics of the vehicle was analyzed. Dependences of aerodynamic properties on the velocity of flight at subsonic, transonic, and supersonic modes of the airflow were obtained. Based on the obtained results, recommendations for the choice of geometric parameters of ultralight suborbital rockets were developed from the point of view of minimization of the head drag factor during the flight on a given trajectory within the determined range of Mach numbers. The obtained results can be used in designing new and improving existing samples of ultralight suborbital rockets.

Keywords: aerodynamics, computational fluid dynamics, numeric methods, aerodynamic coefficients, suborbital rocket.

Introduction. Calculation of the aerodynamic characteristics of flying vehicles is an important stage in the process of their design and refinement. Aerodynamic computations are necessary for determining the optimal aerodynamic shape of the rocket, carrying out ballistic computations, the development of

the control system, strength calculations, and solving other tasks arising in the design of flying vehicles. Besides, each rocket has its peculiarities and moves on its own flight trajectory and, therefore, requires its own aerodynamic computations. Numerical methods based on the Navier-Stokes equations are often

Цитування: Proroka V. A., Alekseyenko S. V. Aerodynamic calculation of the ultralight suborbital rocket K110 SU. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 6 (151). P. 20–30. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.020>

© Publisher PH «Akadempriodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

used to determine aerodynamic properties, along with experimental studies in wind tunnels.

For suborbital rockets, the share of energy losses due to head aerodynamic drag is higher compared to conventional launch vehicles. This is because traditional launch vehicles have a much larger liftoff mass necessary to obtain the velocities required to reach orbits. Besides, we should note that most of the trajectory of suborbital rockets lies in the dense layers of the atmosphere.

Thus, in designing suborbital rockets, aerodynamic issues should be given special attention.

At Noosphere Space Lab Engineering School, since 2018, works on the development of a Ukrainian family of ultralight suborbital rockets have been carried out [4, 7–9]. One such project is the design of the K110 SU ultralight suborbital rocket. This rocket is designed to reach an apogee of over 10 km and will be used to test an advanced control system in the future.

The purpose of this work is to develop a method for determining the aerodynamic characteristics of suborbital rockets on the example of K110 SU.

Physical formulation of the problem. A one-stage suborbital rocket, from the aerodynamic viewpoint, is a body of revolution with large elongation. The aerodynamic flow, in which a body of revolution moves, can be considered as a sum of two flows: longitudinal and transversal. For suborbital rockets, a typical flight is one with small angles of attack; therefore, the airflow is predominantly determined by the longitudinal direction of the flow.

At a zero angle of attack, for bodies with circular cross-sections, a peculiarity of the structure of the flow around the object is the change of thickness and state of the borderline layer of the flow along the surface of the object. The thickness of the borderline layer tends to increase along the body, and its state tends to transit from laminar to turbulent.

The aerodynamic characteristics of the rocket bodies depend on their geometric parameters and the conditions and modes of the flow along them. In the process of designing the rocket bodies, it is necessary to ensure the lowest aerodynamic drag and to minimize the harmful interference with the aerodynamic stabilizers.

The drag experienced by the rocket bodies depends on a number of aerodynamic and geometric

parameters. Geometric parameters include, first of all, the outer shape of the rocket body, and the nature of processing of the surface of the streamlined body. Aerodynamic parameters include the Reynolds number Re and the Mach number M_∞ , and also the angle of attack α . Analysis of the resistance of bodies of rotation is done by separate segments — nose, central (which is usually cylindrical), and stern parts.

At small subsonic velocities, the head drag coefficient almost does not depend on M_∞ numbers and rather strongly depends on the angles of attack. With the increase of M_∞ numbers, the drag increases due to the appearance of wave resistance, which is related to the formation of local supersonic zones and compression shocks. The smoothness of the contour and increase of elongation of the nose part λ_{np} decreases depression on the larger part of its surface.

The nose part of the rocket body substantially influences the overall aerodynamic characteristics of the rocket. The simplest form of an axial-symmetric body is a combination of the nose part in the shape of a cone, an ogive, or more complicated solids of rotation with a cylindrical part behind it. In the area of the nose part and its transition into the cylinder, the most significant changes in the distribution of pressure are observed, which are influenced by the viscosity and compressibility of the gas; therefore, their consideration is of particular interest.

In turn, the drag of the nose parts strongly depends on their elongation and, at a given elongation, on their outlining shape.

One of the methods for reducing the aerodynamic drag at the nose parts of the rockets is the use of aerospikes. Aerospikes are effective predominantly in the range of supersonic speeds. Their presence shifts the location of the shockwave formed by a forward-moving flying vehicle in such a way that the shockwave does not touch the nose part of the vehicle. There are examples of the use of such structural elements on some American ballistic missiles and Soviet man-portable surface-to-air missile 9K38 Iгла.

Losses in the speed of suborbital rockets due to aerodynamic drag can be significantly influenced by the roughness parameter, which quantitatively represents the nature of the streamlining surface. To estimate the influence of roughness, equivalent equigranular roughness is used, as the actual roughness

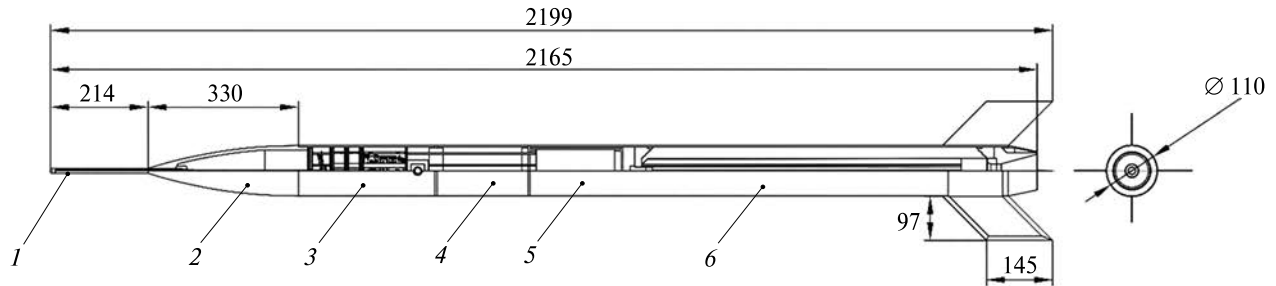


Figure 1. Design and composition diagram of the K110 SU rocket: 1 — aerospike, 2 — aerodynamic fairing, 3 — onboard electronic equipment bay, 4 — control system bay, 5 — parachute bay, 6 — solid propellant rocket motor

can vary in nature, density, and shape of irregularities. The size of the granules of roughness is chosen such that the created drag is equal to the drag created by the surface with the actual roughness.

This work considers the influence on the nature of airflow around the K110 SU ultralight suborbital rocket of such factors as:

- shape and elongation of the nose section;
- presence of the aerospike;
- roughness of the surface of the external contours of the rocket.

The geometry of the K110 SU rocket in its initial variant is shown in Figure 1. A preliminary ballistic calculation yielded the estimated flight and technical characteristics provided in Table 1.

Mathematical formulation of the problem. Calculations of the external incidence airflow were done for the subsonic, transonic, and supersonic flow with the

use of Navier-Stokes equations averaged according to Reynolds. The governing equations can be written in a three-dimensional form as [1, 3, 10]:

$$\frac{\partial \hat{p}}{\partial \hat{t}} + \nabla \cdot (\hat{\rho} \hat{U}) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\hat{\rho} \hat{u})}{\partial \hat{t}} + \nabla \cdot (\hat{\rho} \hat{u} \hat{U}) = -\frac{\partial \hat{p}}{\partial \hat{x}} + \nabla \cdot \hat{\tau}_x, \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\hat{\rho} \hat{v})}{\partial \hat{t}} + \nabla \cdot (\hat{\rho} \hat{v} \hat{U}) = -\frac{\partial \hat{p}}{\partial \hat{y}} + \nabla \cdot \hat{\tau}_y, \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\hat{\rho} \hat{w})}{\partial \hat{t}} + \nabla \cdot (\hat{\rho} \hat{w} \hat{U}) = -\frac{\partial \hat{p}}{\partial \hat{z}} + \nabla \cdot \hat{\tau}_z, \quad (4)$$

$$\frac{\partial (\hat{\rho} \hat{E})}{\partial \hat{t}} + \nabla \cdot (\hat{\rho} \hat{E} \hat{U}) = \hat{q} - \nabla \cdot (\hat{p} \hat{U}) + \nabla \cdot (\hat{\tau} \hat{U}), \quad (5)$$

where u, v, w are components of the vector of velocity in x, y , and z directions; ρ, p are density and pressure, other designations are commonly accepted. Here, density is modeled by the state equation of ideal gas. Shear stress is modeled by Stokes' hypothesis. And viscosity is modeled by Sutherland's law. Noted the hat “ $\hat{}$ ” in the equations denotes that the corresponding variable has dimension, whereas symbols without the hats in this paper denote dimensionless parameters.

For closing the system of specified equations (1)–(5), the turbulence model SST $k-\omega$ was chosen. A numerical solution of the Navier-Stokes equations was obtained with the help of the control volume method. In computations, methods of the second order of approximation of spatial variables were used.

The proposed model of the computational area is a combined ellipsoid (Figure 2). The use of this geo-

Table 1. Indicative flight and technical data of the K110 SU rocket

Characteristic	Value
Apogee altitude, m	12650
Maximum velocity, m/s, (Mach)	932 (2.864)
Maximum g-force, units of g	23.27
Time to the apogee, s	43
Time of operation of the engine, s	8
Altitude at the end of the boost path, m	4410
Total mass, kg	19.136
Dry mass, kg	9.469
Diameter, m	0.11
Full length, m	2.199
Elongation, units	20

metric shape permits a reduction of the number of nodes for further building of the computational mesh. Inside the ellipsoid, the geometric model of the K110 SU suborbital rocket is placed in accordance with its above-described geometry.

An unstructured computational mesh, a structure formed by polyhedral cells, was used (Figure 3). This made it possible to reduce the total number of cells compared to the tetrahedron or hybrid meshes. The use of polyhedral cells helped to increase the accuracy of the solution and improve convergence of the computational process in comparison with the triangular mesh, which resulted in shortening the time of computation.

The computational mesh was condensed around the surface of the object in the airflow to ensure that the minimal step of the near-wall mesh satisfied the condition $y^+ < 1$, where y^+ is the dimensionless thickness of the viscous sublayer

$$y^+ = \frac{u_\tau \Delta y_1}{\nu}, \quad (6)$$

where

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$$

— is the friction velocity,

$$\tau_w = \frac{C_f \rho U_\infty^2}{2} \quad (7)$$

is the wall shear stress,

$$C_f = \frac{0.058}{Re^{0.2}} \quad (8)$$

is the skin friction coefficient, U_∞ is the velocity of incoming flow, Δy_1 is the absolute distance from the wall, ν is the kinematic viscosity [2, 5].

Results and discussions. Verification of the chosen computing model and mesh convergence study of the solution. In this work, for evaluation of the obtained results of numerical calculations, an analysis of the mesh convergence was performed to confirm the sufficiency of the selected dimensions of the finite element mesh. The dependence of the drag coefficient on the number of elements was investigated (Figure 4). The corresponding calculations were carried out for $M_\infty = 0.8$, which matches the transonic flow mode characterized by the greatest complexity of aerodynamic processes. The results showed a percentage decrease in the value of the drag coefficient

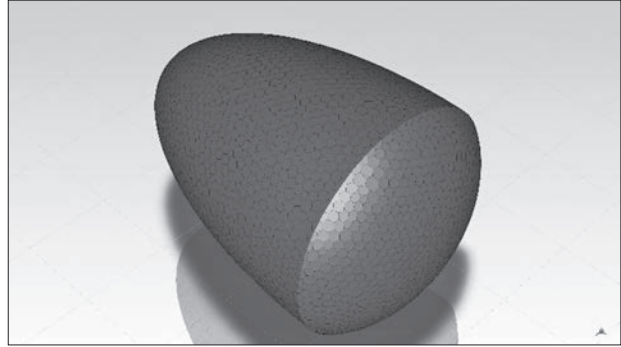


Figure 2. Spatial model of the area of calculation

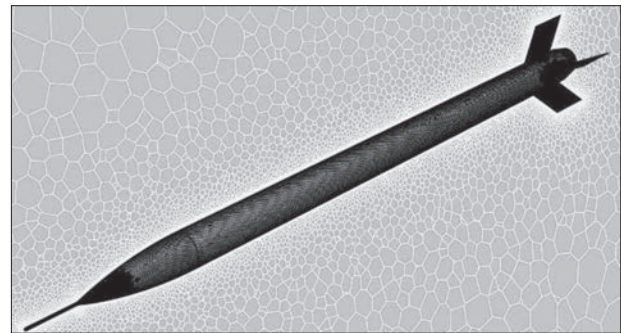


Figure 3. Computational mesh

with an increase in the number of elements of the finite element mesh. In particular, for the number of elements more than 3.5 million, a level of convergence is observed, which is expressed in the percentage deviation of the drag coefficient at the level of $\Delta C_D \leq 0.3\%$ (Figure 4, b).

To verify the chosen computational model, experimental studies were conducted on the drag coefficients of the nose parts of conical and ogive shapes (including hemisphere as a particular case of the ogive) at zero angle of attack [6]. Experiments in wind tunnels were carried out at subsonic (from $M_\infty = 0.6$) and supersonic (up to $M_\infty = 4$) speeds. The range of the Reynolds numbers was $Re = 6.65 \cdot 10^6 \dots 19.5 \cdot 10^6$. Behind the nose parts, the cylindrical part with elongation of $\lambda_{cyl} = L_{cyl} / D = 7$ was placed. Experimental data were obtained for the following elongations of conical and ogive nose parts (NP) $\lambda_{np} = L_{np} / D = [2.57, 1.54, 1.07]$ and the ogive NP in the shape of a hemisphere with elongation $\lambda_{np} = 0.5$.

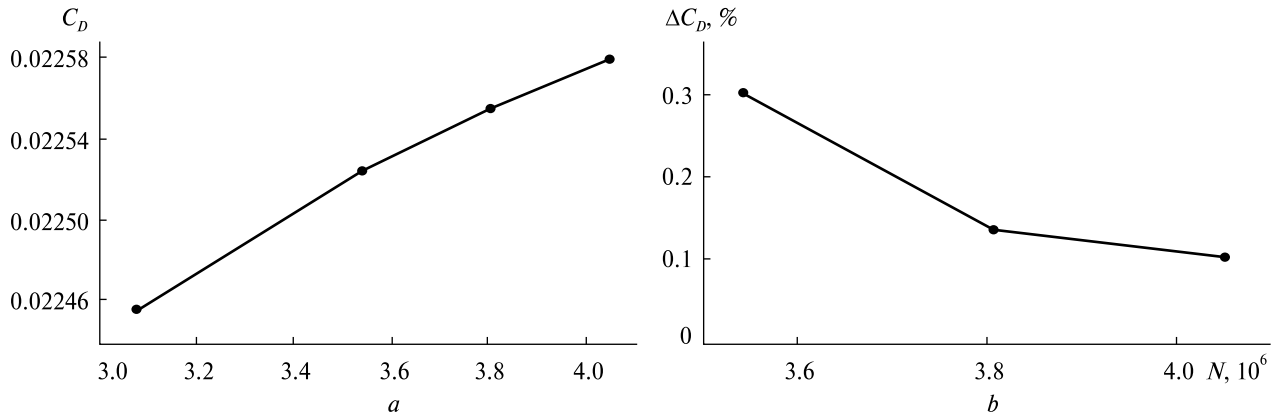


Figure 4. Evaluation of the mesh convergence depending on the number of elements of the the finite element mesh: $a - C_D = f(N)$; $b - \Delta C_D = f(N)$

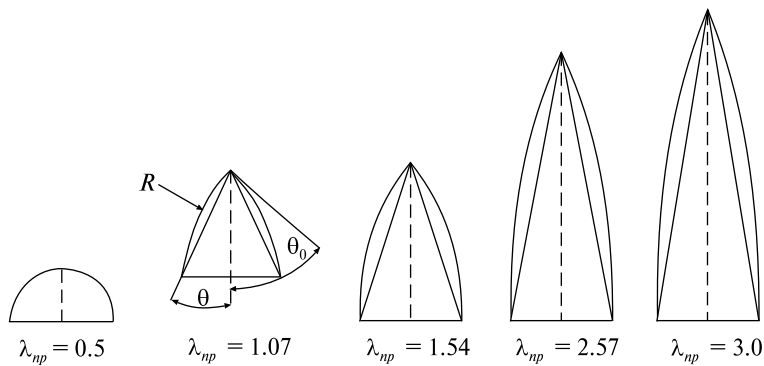


Table 2. Parameters of nose parts [8]

λ_{np}	Cone	Ogive	
	θ	θ_0	R/D
2.54	11°	22°	6.86
1.54	18°	36°	2.62
1.07	25°	49°	1.4
0.5	—	90°	0.5

◀ **Figure 5.** Considered shapes of nose parts

Elongation of the NP (except the hemisphere) was chosen so that the contours of the cones were fully inscribed into corresponding ogives (Figure 5). Parameters of the nose parts are shown in Table 2.

Calculations according to the proposed computational model based on the CFD analysis preserved correspondence with the data obtained in real experiments in the Reynolds numbers criterion and geometry of the studied objects. Calculations were done in the range of Mach numbers exceeding those obtained in real experiments: $M_\infty = 0.4 \dots 5$. As a result, the dependences of the nose drag coefficient at zero angle of attack on the Mach number were obtained: $C_D = f(M_\infty)$, which were compared with the data of real experiments, as shown in Figure 6 and Figure 7.

As the obtained data demonstrate, the proposed method based on CFD analysis provides a sufficiently high level of matching the results with experimental data. The largest deviation for solids of rotation with

conical nose parts is observed in the zone of transonic velocities and does not exceed 20 %.

The value of the drag of the nose parts increases with the increase of the M_∞ number, at which the attachment of the main shockwave occurs. With a further increase of M_∞ , the drag decreases monotonically due to the rising slope of the attached shockwave and the decrease in energy loss in it. This statement is not extended to the nose part in the shape of a hemisphere, where attachment of the shockwave does not occur ($\lambda_{np} = 0.5$, Figure 7).

Given an equal elongation, the nose part of the conical shape has a sharper tip than the ogive one. Because of this, with the ogive part, attachment of the head shockwave occurs at higher values of M_∞ , causing the maximum of the dependence $c_{D0} = f(M_\infty)$ to shift to the higher values of M_∞ . The drag with the ogive nose part is lower than the conical one. This difference in drag is especially large with the nose parts

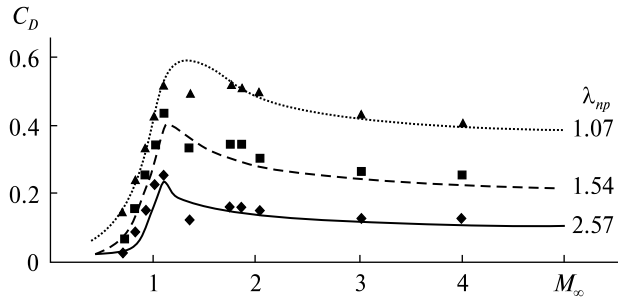


Figure 6. Dependence $C_D = f(M_\infty)$ for a conical nose part of various elongations

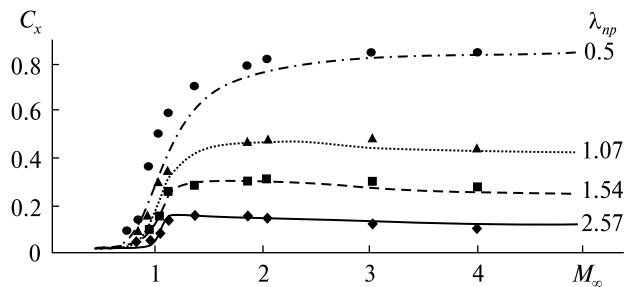


Figure 7. Dependence $C_x = f(M_\infty)$ for an ogive nose part of various elongation (2.57, 1.54, 1.07, 0.5; lines — CFD analysis, symbols — experimental data)

of small elongation in the area of transonic speeds. An explanation of a lower frontal drag of ogive nose parts can be as follows. A higher value of pressure applied at the initial area of the nose (the angle at the tip is less acute) is spread over a smaller surface area, and lower pressure applied to the rest of the ogive (with a more acute angle relative to the incidence flow than in a cone) is spread over a larger area. For M_∞ numbers, at which attachment of the head shockwave occurs, the difference of drag between conical and ogival shapes gradually reduces. This occurs because, at transonic and low supersonic speeds, the pressure at the tip is highest and gradually decreases along the rest of the contour.

Also, with the purpose of verification of the computational model, peculiarities of the structure of flow were analyzed in the combination of the conical and cylindrical parts at $M_\infty = 1.84$ (Figure 8, *a*) and the combination of the ogival and cylindrical parts at $M_\infty = 2.58$ (Figure 9, *a*). The structure of flow for the mentioned cases was compared with experimen-

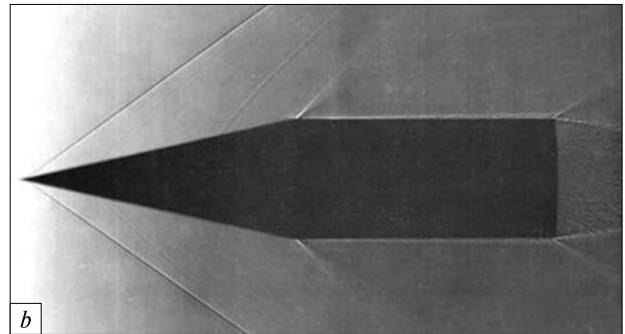
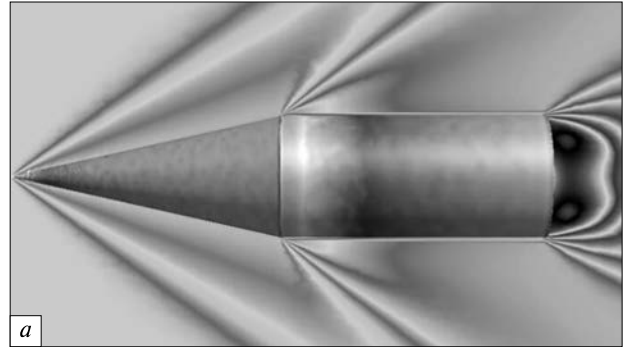


Figure 8. Structure of flow around a cone combined with a cylinder at $M_\infty = 1.84$: *a* — CFD analysis, *b* — experiment (Schlieren photography [9])

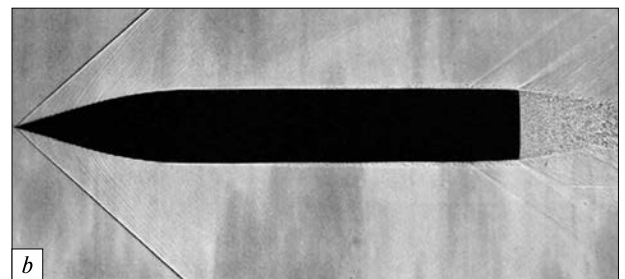
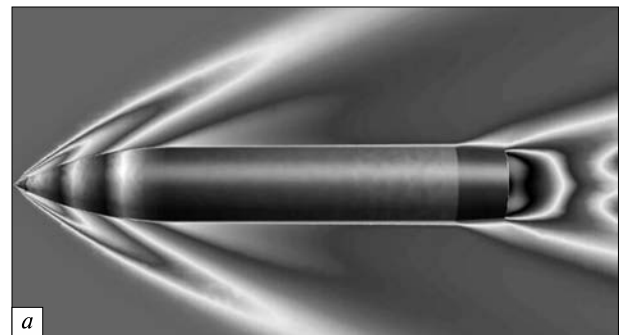


Figure 9. Flow structure around ogive-cylinder combination at $M_\infty = 2.58$: *a* — CFD analysis, *b* — experiment (Schlieren photography [9])

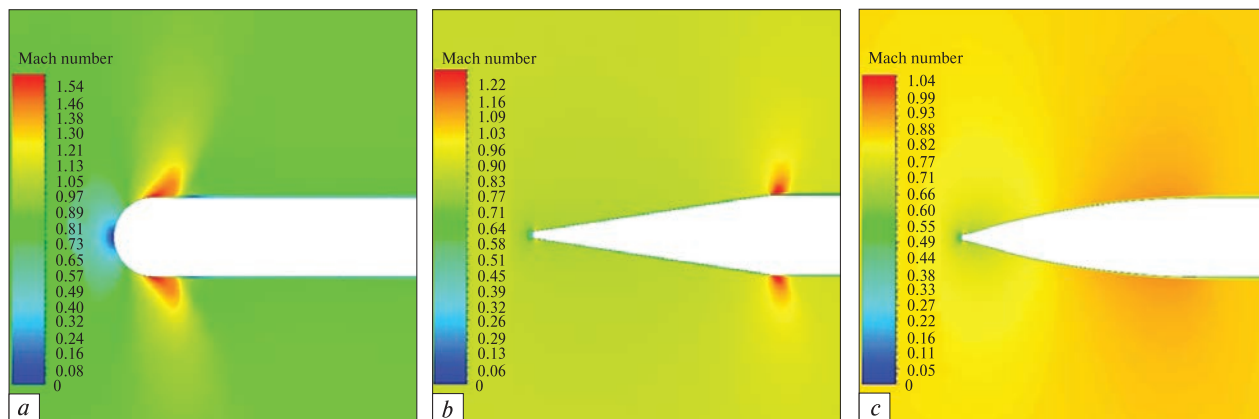


Figure 10. Formation of local supersonic zones in the flow around objects with different shapes of the nose part at $M_\infty = 0.9$: *a* — for the hemispheric NP, *b* — for a conic NP at $\lambda_{np} = 3$, *c* — for an ogival NP at $\lambda_{np} = 3$

tal data in the form of shadow images obtained with Schlieren photography [11] (Figure 8, *b* and 9, *b*, respectively). Figure 8 shows the wave structure of the formation of the compression shocks at the joining of the conic and cylindric parts. The development of a near-wall layer of a similar thickness is observed. The compression shock can be characterized as attached; the angles of the Mach cone coincide. At the bottom cross-section, a couple of oblique compression shocks form. Figure 9 shows the absence of a compression shock at the junction between the ogival and cylindrical parts. An increase in the boundary layer thickness is observed along the cylindrical part.

Influence of the shape of the nose part on the frontal drag coefficient. Since this work aims to study the aerodynamic characteristics of the K110 SU ultra-light suborbital rocket with an apogee height of about 10 km, further studies were performed for conditions

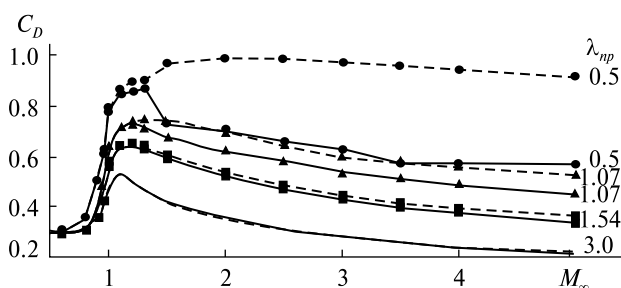


Figure 11. Dependence $C_D = f(M_\infty)$ for an ogive nose part of different elongation (3.0, 1.54, 1.07, 0.5): solid lines — with aerospike, dashed lines — without the aerospike

characterized by dense layers of the atmosphere. Let's consider images of flow around the nose part of various shapes for the K110 SU rocket.

As shown in Figures 6 and 7, a sharp increase in the frontal drag coefficient of objects with hemispheric and conic nose parts is observed at $M_\infty \approx 0.7$. At the same time, for an object with an ogival nose part of large elongation, the wave drag appears at high subsonic speeds $M_\infty \geq 0.9$. Its increase occurs less steeply in comparison with conic nose parts of similar elongation. The process of formation of supersonic areas and compression shocks forming behind them is shown in Figure 10.

In a combination of a conical nose part with a cylinder at the place of their joining, a local increase in flow speed is observed with the formation of a spike of depression. In general transonic flow modes, local supersonic speeds are achieved in these areas, creating a supersonic zone with a straight compression shock locking it. These circumstances create prerequisites for the separation of the boundary layer.

At high subsonic speeds, flow separation occurs from the ridge of the contour. At that, initially, a local supersonic zone does not form, but as the speed increases, it becomes more pronounced. With the increase in speed, the supersonic zone expands with the weakening of the closing compression shock, and the zone of separation moves down the flow. At speeds exceeding the speed of sound, supersonic flow around the object sets in, with no flow separation.

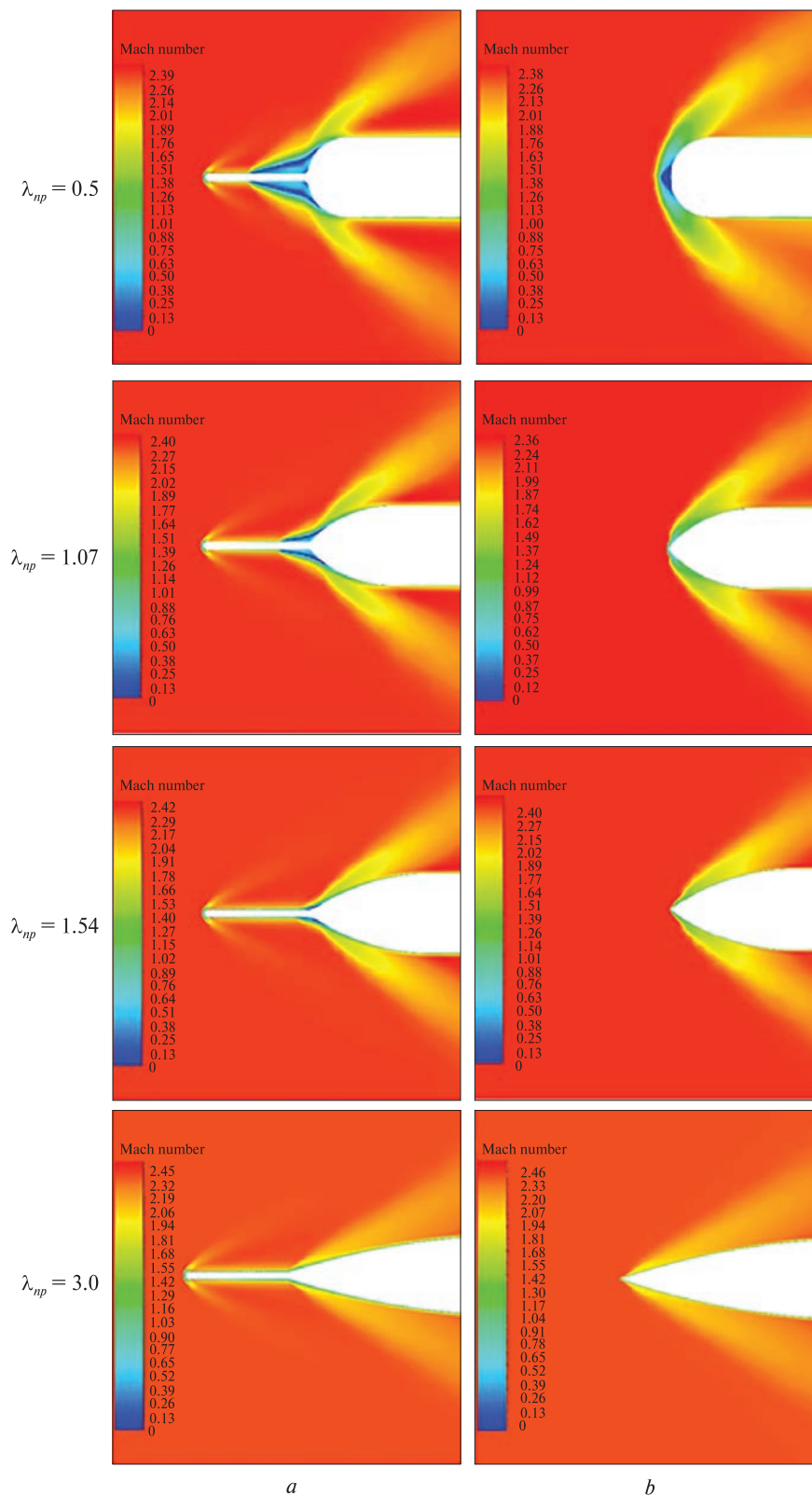


Figure 12. Image of the flow around ogive nose parts of different elongation ($\lambda_{np}=3.0, 1.54, 1.07, 0.5$): *a* — with aerospike, *b* — without the aerospike

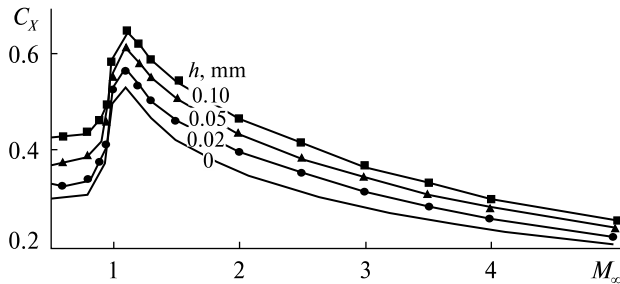


Figure 13. Dependence $C_x = f(M_\infty)$ for the K110 SU rocket with an ogive nose part for different heights of surface roughness

Behind the place of transition of the conical part into the cylinder, the pressure quickly equalizes, tending to the level of pressure in undisturbed flow. At $M_\infty \geq 2$, pressure at the rear part abruptly transits to the pressure on the cylindrical part.

The nature of pressure distribution along the object with a hemispheric nose part, just like for a combination of cone and cylinder, has a peak of low pressure at the place of joining of the nose part with the cylindrical part, with abrupt gradients at the beginning of the cylindrical part. These circumstances can also cause separation of the flow at high subsonic speeds.

In smoother nose parts with greater elongation, the nature of flow around the object changes substantially. Large pressure gradients are absent in this case, and peaks of depression reduce substantially. Therefore, for such objects, separation of the flow does not occur.

Influence of the aerospike on the frontal drag coefficient of the K110 SU rocket. For estimation of the influence of the presence of an aerospike on the head drag coefficient of the K110 SU rocket, a combination of cylindrical and ogive parts was chosen (Figure 12). The diameter of the aerospike was 11 mm, and its total length was 143 mm. On a real rocket, this aerospike is an air velocity sensor (Pitot-Prandtl tube), which can be used as the main or additional element of the control system. Ogive nose parts of different elongations were considered $\lambda_{np} = 3, 1.54, 1.07$. The obtained results are shown in Figure 11. As can be seen, the mounted aerospike shows its effectiveness, which manifests in the reduction of the frontal drag coefficient only in the zone of supersonic speeds. At $M_\infty < 1$, the presence of an aerospike re-

sults in an extremely small increase in aerodynamic drag due to the heightened friction drag from the increased surface in the flow. Analysis of Figures 11, 12 brings to a conclusion that reduction of the frontal drag coefficient occurs due to two factors: the formation of a separated shockwave at the tip of the aerospike and the development of zones of recirculation flow around the place of attachment of the aerospike to the nose part.

For ogive nose parts of small elongation, the formed recirculation zone, in which the speed of flow is much lower than M_∞ , acts as an additional component of the nose part as if it “sticks” to the solid wall. Owing to this, such a nose part represents a profile of a more streamlined shape. The reduction of effectiveness of aerospikes with the increase of elongation of ogive nose parts ($\lambda_{np} = 3.0, 2.54$, Figure 12) is because they, on their own, are bodies of more streamlined shape. This is why the formation of the zone of recirculation flow does not occur here. From this, it follows that the use of aerospikes for the reduction of the frontal drag for objects with the elongation of the nose parts $\lambda_{np} > 2.0$ is not justified. At the same time, mounting of aerospikes that can accomplish additional functions (e.g., as an airspeed sensor) practically does not change the strength of the frontal drag.

Influence of roughness of the surface on the frontal drag coefficient of the K110 SU rocket. The influence of roughness was studied for the variant of the K110 SU suborbital rocket with an ogive nose part with $\lambda_{np} = 3$ and an attached aerospike. The height of the equal-grain roughness h was varied from 0 to 0.1 mm and was set over the entire surface of the rocket except the aerospike, the surface of which was assumed to be absolutely smooth. The obtained results (Figure 13) show that the roughness factor substantially influences the magnitude of the frontal drag of a streamlined object. This influence manifests especially strongly in the zone of subsonic speeds, where the increase of the frontal drag coefficient at the height of roughness of $h = 0.1$ mm is over 30 %. On the contrary, roughness’s influence on the rocket’s aerodynamic properties substantially decreases at supersonic flow with the increase of the Mach number. In general, increasing roughness nonlinearly influences frontal drag while the increment of the frontal drag reduces.

Scientific novelty. With the help of the developed method, for the K110 SU ultralight suborbital rocket, the influence of the shape of the nose part, the presence of an aerospike, and the roughness of the surface on its aerodynamic properties were studied. This makes it possible to obtain optimal combinations of these factors from the point of view of achieving the maximal altitude of the apogee and/or the mass of the payload.

Conclusions. A method of determination of aerodynamic properties of suborbital rockets based on the CFD was developed.

The proposed method was verified by comparing the calculation results with known experimental data. Deviations from the real experimental data do not exceed 20 %.

The nature of flow for nose parts of different shapes was analyzed. The lowest aerodynamic drag

is created by nose parts of an ogive shape with large elongation.

The main factors influencing the aerodynamic drag were determined, in particular, the presence of an aerospike, shape and elongation of the nose part, and roughness of the surface.

The obtained results show that the presence of an aerospike decreases aerodynamic drag for nose parts with elongation $\lambda_{np} < 2$ in the zone of supersonic speeds. For nose parts of a greater elongation, the presence of an aerospike does not practically influence the aerodynamic drag.

The roughness of the surface is a factor substantially influencing the aerodynamic properties of suborbital rockets. This influence is strongest in the zone of subsonic speeds, where the increase of the frontal drag coefficient is up to 30 %, and it reduces at supersonic speeds with the increase of the Mach number.

REFERENCES

1. Alekseyenko S., Dreus A., Dron M., Brazaluk O. (2022). Numerical Study of Aerodynamic Characteristics of a Pointed Plate of Variable Elongation in Subsonic and Supersonic Gas Flow. *J. Adv. Res. Fluid Mechanics and Thermal Sci.*, **96**(2), 88–97. <https://doi.org/10.37934/arfmts.96.2.8897>.
2. Ashgriz N., Mostaghimi J. (2002). An introduction to computational fluid dynamics. *Fluid flow handbook*, **1**, 1–49.
3. Huang D., Yang Z., Leung R. C. K. (2021). Implementation of Direct Acoustic Simulation using ANSYS Fluent. *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conf. Proc.*, **263**, No. 5, 1243–1252.
4. Kulyk O., Dron M., Solntsev V., Klymenko S., Proroka V., Yemets V. (2021). *Ways of improvement of suborbital launch vehicles*. 72nd Int. Astronaut. Congress (IAC). Technical programme, IAC-21-D2, IP, 4, x64134 (Dubai, United Arab Emirates, 25–29 October 2021).
5. Liu F. (2016). A thorough description of how wall functions are implemented in OpenFOAM. Proceedings of CFD with OpenSource software, 34. URL: https://www.tfd.chalmers.se/~hani/kurser/OS_CFD_2016/FangqingLiu/openfoamFinal.pdf (Last accessed: 18.05.2024).
6. Petrov K. P. (1998). *Aerodynamics of simplest form bodies*. M.: Factorial, 432 p. [in Russian].
7. Proroka V., Dron M., Kulyk O., Solntsev V., Abaturov A., Golubek A., Dobrodomov A. (2023). *Possibilities for expanding the application areas of suborbital launch vehicles*. 74th Int. Astronaut. Congress (IAC). Technical programme, IAC-23, D2, IP, 6, x77509 (Baku, Azerbaijan, 2–6 October 2023).
8. Proroka V., Dron M., Kulyk O., Solntsev V., Klymenko S., Dobrodomov A. (2022). *Perspectives for the use of new solutions in the creation of suborbital launch vehicles*. 73rd Int. Astronaut. Congress (IAC). Technical programme, IAC-22-D2, IP, 7, x69646 (Paris, France, 18–22 September 2022).
9. Proroka V., Dron M., Kulyk O., Solntsev V., Klymenko S. (2023). Evaluation of the results of the flight tests of the small research rocket K80 Meteo 7000 on the way to the creation of the Ukrainian family of suborbital launch vehicles. *EUREKA: Physics and Engineering*, **5**, 67–79. <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2023.003106>.
10. Prykhodko A. A., Alekseyenko S. V., Prikhodko V. V. (2019). Numerical investigation of the influence of horn ice formation on airfoils aerodynamic performances. *Int. J. Fluid Mech. Res.*, **46**(6). <https://doi.org/10.1615/InterJFluidMechRes.2019026024>
11. VanDyke M., VanDyke M. (1982). *An album of fluid motion*. Stanford: Parabolic Press, Vol. 176.

Стаття надійшла до редакції 18.05.2024

Після доопрацювання 28.09.2024

Прийнято до друку 28.09.2024

Received 18.05.2024

Revised 28.09.2024

Accepted 28.09.2024

В. А. Пророка¹, PhD student
<https://orcid.org/0000-0001-6884-3934>
E-mail: v.proroka@gmail.com
С. В. Алексєєнко², проф., д-р техн. наук
<https://orcid.org/0000-0003-0320-989X>
E-mail: aleksieienko.s.v@nmu.one

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

² Національний технічний університет «Дніпровська політехніка»
проспект Дмитра Яворницького 19, Дніпро, Україна

АЕРОДИНАМІЧНИЙ РОЗРАХУНОК НАДЛЕГКОЇ СУБОРБІТАЛЬНОЇ РАКЕТИ K110 СУ

Розрахунок аеродинамічних характеристик літальних апаратів є важливим етапом при вирішенні завдань їхнього проектування та відпрацювання. Аеродинамічні розрахунки необхідні для визначення оптимальної аеродинамічної форми, проведення балістичних розрахунків, розробки систем керування, розрахунків на міцність та вирішення інших задач, що виникають при проектуванні літальних апаратів. У роботі дослідження аеродинамічних характеристик суборбітальної ракети надлегкого класу K110 СУ виконано на основі методики із застосуванням тривимірних усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є — Стокса. При замиканні системи рівнянь обрано модель турбулентності SST $k-\omega$. Чисельне розв'язання рівнянь Нав'є — Стокса отримано за допомогою контрольної об'ємної методу. У розрахунках використано методи, що мають другий порядок апроксимації за просторовими змінними. Верифікацію методики виконано шляхом порівняння отриманих розрахункових результатів із відомими експериментальними даними. Для розробленої конструктивно-компонувальної схеми ракети досліджено залежність лобового опору від числа Маха та шорсткості поверхні. Визначено особливості структури течії з врахуванням форми головного обтічника та аеродинамічної голки, проаналізовано їхній вплив на аеродинаміку літального апарата. Отримано залежності аеродинамічних характеристик від швидкості польоту на дозвуковому, трансзвуковому та надзвуковому режимах обтікання. На основі отриманих результатів розроблено рекомендації щодо вибору оптимальних геометричних параметрів суборбітальної ракети надлегкого класу з точки зору мінімізації коефіцієнта лобового опору при польоті по заданій траєкторії у визначеному діапазоні чисел Маха. Отримані дані можуть бути використані при проектуванні нових та вдосконаленні наявних зразків суборбітальних ракет надлегкого класу.

Ключові слова: аеродинаміка, обчислювальна гідродинаміка, чисельні методи, аеродинамічні коефіцієнти, суборбітальна ракета.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.031>

UDC 621.454(075.8):533.6

G. I. SOKOL¹, Doctor of Technical Sciences, Prof.

orchid.org 0000-0002-6183-9155

E-mail: gsokol@ukr.net

V. S. KOZIN², Candidate of Technical Sciences, Senior Research Fellow

orchid.org 0000-0002-7876-142X

E-mail: vako@email.ua

¹ Oles Honchar Dnipro National University

72, Nauky Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

² Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine

15, Leshko-Popelya Str., Dnipro, 49005 Ukraine

ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY OF INTRODUCING A SOLID PROPELLANT ACCELERATOR P230 OF THE ARIANE 5 ROCKET AS A HELMHOLTZ RESONATOR

The problem of harmful resonant pressure fluctuations in solid-propellant accelerators during the initial acceleration of the Ariane 5 space system is considered. An assumption was made regarding the connection of these fluctuations with changes in the geometric characteristics of the P230 accelerators due to the formation of cavities in them according to the burnout regimes filled with solid rocket propellant combustion products. The volumes of cavities formed during propellant combustion were calculated. The engine scheme that arose after the first part of the charge burned out is considered. It is obvious that the shape of the cavity can be approximated by the Helmholtz resonator model. It is also taken into account that the gradual heating of the upper layers of solid propellant and the associated changes in the wave resistance of the propellant play a role in the appearance of pressure pulsations in the combustion chamber (CC) of a rocket engine. This leads to the rise of resonant phenomena in the formed cavities. As a result of considering various resonator systems, the Helmholtz resonator model, which is most suitable for the computational explanation of pressure pulsations, was chosen to describe the physical model of resonance phenomena. Calculations using this model yielded the same frequency as in the results of measurements during the flight operation of the Ariane 5 space system. Next, the direction for solving the problem of reducing resonant oscillations in the combustion chamber is proposed.

Keywords: pressure, nozzle, wave resistance, pulsations, resonance, frequency.

Цитування: Sokol G. I., Kozin V. S. Assessment of the possibility of introducing a solid propellant accelerator P230 of the Ariane 5 rocket as a Helmholtz resonator. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 6 (151). P. 31—35. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.031>

© Publisher PH «Akadempriodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

Introduction. The existing problem is the occurrence of low-frequency pulsation pressure with the first-frequency mode from 20.0 to 22.0 Hz in the combustion chamber (CC) solid-propellant accelerators P230 of the Arian 5 rocket still does not find a calculated explanation [3]. Attempts to explain the cause of pressure pulsations by the flow of gas flow through an obstacle — the inner edge of the ring — of the thermal inhibitor in the combustion chamber did not give clear explanations [1]. In the thesis of Ausa Sekis [2], the physical principle of operation of a solid-propellant engine is characterized as based on the occurrence of oscillations in the Helmholtz resonator. But this characteristic is given declaratively.

Discussion of the problem. It is known [4] that at relatively low frequencies of pressure pulsations (up to 25 Hz), the law of the burning rate of solid rocket propellant (SRP) is written as $U(P) = U_1 \cdot P_{\kappa}^{\nu}$, where P_{κ}^{ν} is the pressure in the combustion chamber, U_1 is the preexponential, and $\nu < 1.0$ is the degree indicator. Despite this, it is possible to accept the law of the burning rate as quasistationary. Pressure pulsations during flight overloads lead to peeling of the heat-protective coating of the solid propellant rocket engine and are transmitted to the liquid components of the propellant in the tanks of the first stage of the Ariane 5 rocket, which flies in a package with two boosters [11]. Pulsating fluctuations of the liquid propellant lead to unstable power supply through the pipelines of the turbopump unit of the liquid rocket engine, and further to its unstable operation and pulsations of thrust and specific impulse. Therefore, the explanation of the oscillation excitation mechanism in this case does not raise doubts.

The purpose of the actual work is to develop a methodology that will make it possible to evaluate the presentation of the solid-propellant accelerator P230 of the Ariane 5 rocket as a Helmholtz resonator, to explain the occurrence of oscillations of a certain frequency and to develop measures to eliminate unstable engine operation. At the same time, the following tasks are solved:

- to consider the existing models describing the occurrence of oscillations of the P230 solid-propellant accelerator of the Ariane 5 rocket, identify the positive and negative sides of these methods;

- to propose a new physical model of the occurrence of oscillations based on the representation of cavities in the P230 accelerator by resonators;

- to propose a calculation model for determining the frequency range of oscillations based on the idea that the hollows formed during propellant burnout are approximated by a Helmholtz resonator.

The physical picture of charge burnout. It is known from [5, 13] that after the start, the thrust of the P230 accelerator increases from 540 tons at sea level to approximately 670 tons after 20 seconds of flight. Between 30 and 40 seconds, the upper segment of the solid propellant charge, divided lengthwise into 3 unequal parts by thermal inhibitors, completely burns out. This segment differs from the other two in the shape of the charge channel. This is a 15-ray star instead of the round channel of the others. Accordingly, the burning surface area of the first segment is larger, and the burning time is shorter. In addition, the first segment is only 3.5 meters long with a total charge length of 24.7 m [5, 13]. After the first segment burns out, the thrust of the accelerator decreases to approximately 400 tons and then returns to the level of 600 tons by the 110th second of flight. At this time, the pressure in the combustion chamber increases from 40 to 50 atm. At the place of the first segment of the charge, a void appears, filled only by gases of combustion products of SRP. The internal diameter of the circuit breaker housing is 3.05 m. In the other two segments of the charge with a circular channel, the solid propellant burns out at a speed of 7.4 mm/s.

Determination of the resonance amplitude based on the Helmholtz resonator model. After 60 seconds of flight, pressure pulsations occur in the combustion chamber with the first oscillation frequency mode of 20.0...22.0 Hz and the second oscillation mode of 40.0...44.0 Hz. The amplitude of oscillations is rapidly increasing (see Figure 1) [3]. The moment of increase in amplitude is obviously due to the heating of the upper layers of solid rocket propellant. Such a process is known, for example, under the action of infrared radiation [9]. As the temperature of the SRP increases, the speed of sound in it slows down, and the wave resistance decreases. This, in turn, leads to a decrease in the frequency of pressure pulsations under conditions of a general increase in pressure in the combustion chamber. This is evidenced by the peeling of the

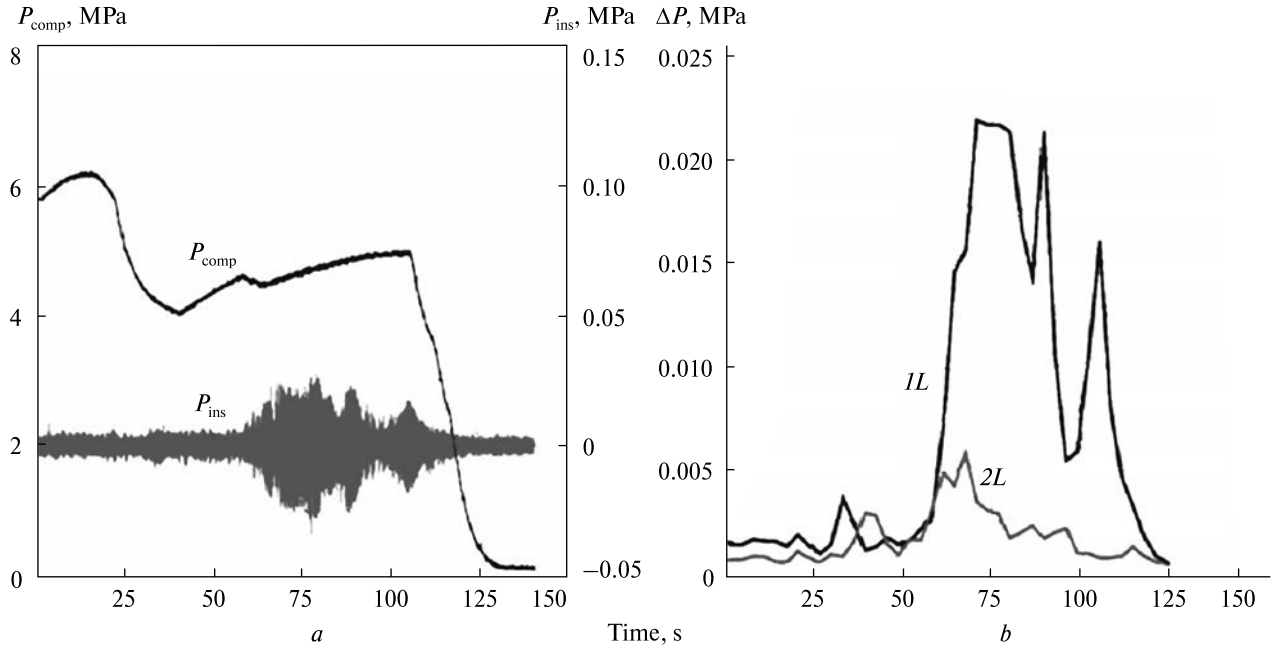


Figure 1. Dependence of the amplitude of pressure fluctuations on the flight time [3]

thermal protective coating (TPC). The speed of sound is related to wave resistance by the formula

$$Z = \rho \cdot C_{cep}, \quad (1)$$

where Z is wave resistance, $\text{kg}/(\text{m}^2\text{s})$, $\rho = 1770 \text{ kg}/\text{m}^3$ — density of solid rocket fuel [13], C_{cep} — speed of sound in the environment — in this case SRP, m/s [10].

The oscillating speed of propellant particles at the boundary with the heat-shielding coating depends on the wave resistance

$$\dot{\xi} = \Delta P / \rho \cdot C_{cep}, \quad (2)$$

where the denominator is determined by formula (1), ΔP — pressure pulsations are equal to 0.025 MPa in the CC [3], $\dot{\xi}$ — is the oscillating speed of the medium particles.

For approximately similar solid rocket propellants, $C_{cep} \approx 41 \text{ m/s}$, then $Z = 72570 \text{ kg}/\text{m}^2\text{s}$. At $\Delta P = 0.025 \cdot 10^6 \text{ Pa}$, $\dot{\xi} = 0.3425 \text{ m/s}$. This speed at a frequency of $f = 20.0 \text{ Hz}$ and the resonance frequency $\Omega = f/2\pi = 125 \text{ rad/s}$ corresponds to the amplitude of oscillations according to version [8]

$$\xi = \dot{\xi} / \Omega = 0.027 \text{ m}.$$

Let's look at the engine scheme formed after the first part of the series burned out. We can see the

formation of resonators from the new dimensions of the hollow volumes. It can also be seen that the cavity has changed in shape so that it can be approximated by the Helmholtz resonator model. Then, you can use known relations from acoustics to determine the natural frequency of oscillations f [6, 8–10, 12]. We calculate f as follows [7]

$$f = \sqrt{v \cdot \frac{A^2 \cdot P_0}{m \cdot V_0}}, \quad (3)$$

where $v \approx 1.5$ is the adiabatic index of diatomic gases of SRP combustion products, $A = 0.63585 \text{ m}^2$ — the area of the critical section of the nozzle, $m = 102.258 \text{ kg}$ — mass of gases of combustion products in the nozzle, $P_0 = 4.8 \cdot 10^6 \text{ Pa}$ — pressure in the hollow at the time of pulsations, $V_0 = 69.653 \text{ m}^3$ — the volume of the hollow at the time of pulsations. To calculate the mass of gases in the nozzle block, the density of gases was determined using the Mendelev-Clapeyron formula [6]

$$P = \frac{\rho}{\mu} \cdot R \cdot T_c, \quad (4)$$

where $T_c = 3600 \text{ K}$, $\mu \approx 28 \text{ kg}/\text{kmol}$ — molecular weight of combustion products, R — is a universal

gas constant. So, $\rho = (P \cdot \mu) / (R \cdot T_c) = 8.314 \text{ kg/m}^3 \approx 8.31 \text{ kg/m}^3$.

The volume of the nozzle block was calculated as the volume of a truncated cone with dimensions: a length of 3.78 m, the diameter of the critical section of the nozzle of 0.9 m, and an exit diameter of 2.99 m [13]. The volume V_0 consists of the volume of the hollow of the first burned-out segment of 22.2725 m^3 plus the volume of the charge channel of the other two segments, taking into account the ignition of the channel of these charges at the time of the occurrence of pressure pulsations of 47.38 m^3 . Finally, according to formula (3), we get $f = 20.21 \text{ Hz}$.

Conclusions. The geometric model of propellant burnout in the SRP booster of the P230 accelerator made it possible to conclude that, in general, the chamber with hollows and propellant works like a Helmholtz resonator. Accordingly, to avoid the appearance of a low resonant frequency, it is necessary to either reduce the volume of the combustion chamber or increase the critical section of the Laval nozzle. The first is impossible. When increasing the critical section of the nozzle, the main criterion is to reduce the amplitude of pressure pulsations to an acceptable level without resonance phenomena.

REFERENCES

1. Bhutto A. A., Harijan K., Hussain M., Shah S. F., Kumar L. (2022). Numerical simulation of transient combustion and the acoustic environment of obstacle vortex-driven flow. *Energies*, **15**(16), 6079. <https://doi.org/10.3390/en15166079>
2. Çekiç A. (2005). *Experimental Study of Solid Propellant Combustion Instability*. Department of Mechanical Engineering. Thesis Submitted to the Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University (in partial fulfillment of the requirements for the degree of master of science in mechanical engineering), 129.
3. Fabignon Y., Dupays J., Avalon G., Vuillot F., Lupoglazoff N., Casalis G., Prévost M. (2003). Instabilities and Pressure Oscillations in Solid Rocket Motors. *Aerospace Sci. and Technol.*, **7**, 191–200.
4. Glebov G., Vysotskaya S. (2017). On the issue of designing solid propellant rocket engines in order to eliminate instability of the working process in the combustion chamber. *Bull. Almaz-Antey VKO Concern*, **4**, 63–71.
5. González-Blázquez A., Constanzo A. (2000). First Test Firing of an Ariane-5 Production Booster. Directorate of Launchers, ESA, Paris, Direction du Développement Ariane, CNES/Arianespace, Evry, France. *r bulletin*, **104**, 62–65.
6. Grinchenko V. T., Vovk I. V., Matsipura V. T. (2009). *Wave problems of acoustics*. K.: NAS of Ukraine, Institute of Hydromechanics, 95–163. ISBN 978-966-00-1022-2.
7. Helmholtz resonance. Quantitative explanation. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Last accessed: 05.07.2024).
8. Ioffe V. K., Korolkov V. G., Sapozhkov M. A. (1979). *Handbook of acoustics*. Ed. M. A. Sapozhkov. Communication, 312.
9. Kozin V. S. (2023) About the possible cause of pressure pulsations in the combustion chamber of the P230 solid-fuel accelerator of the Ariane-5 rocket. *Phys. Aerosol Syst.*, **61**, 116–123.
10. Levkin D. (2012–2022). Ultrasound. Fundamentals of the theory of ultrasonic wave propagation. Engineering Solutions LLC. URL: <https://engineering-solutions.ru/ultrasound/theory/> (Last accessed: 05.07.2024).
11. Louaas E., Ricouart O., Bourgoin M. (2005). *Dynamic and acoustic environments with Ariane 5 new version A5ECA*. Ariane-space (June 21–23, El Segundo, California), 1–14.
12. Sapozhkov M. A. (1978). *Electroacoustics*. Communication, 272.
13. Zandbergen Ir. B. T. C. (2013). *Some Typical Solid Propellant Rocket Motors*. Memorandum M-712 (Version 2.0), 7–9.

Стаття надійшла до редакції 05.07.2024

Після доопрацювання 05.07.2024

Прийнято до друку 01.10.2024

Received 05.07.2024

Revised 05.07.2024

Accepted 01.10.2024

Г. І. Сокол¹, д-р техн. наук, проф.

orcid.org 0000-0002-6183-9155

E-mail: gsokol@ukr.net

В. С. Козін², канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

orcid.org 0000-0002-7876-142X

E-mail: vako@email.ua

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

проспект Науки 72, Дніпро, Україна, 49010

² Інститут технічної механіки НАН України та Державного космічного агентства України

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

Розглянуто проблему шкідливих резонансних коливань тиску в твердопаливних прискорювачах на початковому етапі розгону космічної системи «Аріан-5». Зроблено припущення щодо пов'язаності цих коливань зі змінами геометричних характеристик прискорювачів P230 у результаті формування в них порожнин, заповнених продуктами згоряння твердого ракетного палива. Розраховано об'єми порожнин, що утворюються під час вигорання палива. Розглянуто схему двигуна, що виникла після вигорання першої частини заряду. Вочевидь, форму порожнини можна апроксимувати моделлю резонатора Гельмгольца. Також враховано, що у появі пульсацій тиску в камері згоряння ракетного двигуна відіграє роль поступове прогрівання верхніх шарів твердого палива і пов'язані з цим зміни хвильового опору палива. Звідси виникають резонансні явища у порожнинах, що формуються. У результаті розгляду різних резонаторних систем для опису фізичної моделі резонансних явищ обрано модель резонатора Гельмгольца, що найбільше підходить до розрахункового пояснення пульсацій тиску. При розрахунках за цією моделлю одержано ту саму частоту, що й у результатах вимірювань під час льотної експлуатації космічної системи «Аріан-5». Запропоновано напрямок вирішення проблеми зменшення резонансних коливань у камері згоряння.

Ключові слова: тиск, сопло, хвильовий опір, пульсації, резонанс, частота.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.036>
UDC 533.95

V. A. SHUVALOV¹, Head of Department, Dr. Sci. in Tech., Prof., Winner of State Awards of Ukraine,
Winner of M. K. Yangel Awards of NAS of Ukraine

ORCID: 0000-0002-6640-6041

E-mail: vashuvalov@ukr.net, Shuvalov.V.O@nas.gov.ua

N. B. GOREV¹, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Phys. & Math.

ORCID: 0000-0001-6739-5172

E-mail: gorev57@gmail.com

G. S. KOCHUBEI¹, Researcher

ORCID: 0000-0001-9885-604X

E-mail: Kochubey.G.S@nas.gov.ua

O. O. LEVKOVYCH², Ph.D. in Phys. & Math., Associate Professor

ORCID: 0000-0003-2303-8661

E-mail: levk.olga77@gmail.com

¹Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine
and the State Space Agency of Ukraine

15, Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

²Ukrainian State University of Science and Technologies

2, Lazariana Str., Dnipro, 49010 Ukraine

ON THE SPACE-TIME LOCALIZATION OF INCIPIENT EARTHQUAKES BY DIAGNOSTICS OF DISTURBANCES IN THE IONOSPHERIC PLASMA USING A SPACE PROBE

This paper reports the results of in-situ probe diagnostics of local disturbances in the ionospheric plasma. The results are presented as the space–time distributions of the charged particle temperatures and densities measured by the electric probes onboard the DEMETER (France) and the distributions of the electron and neutral particle temperatures and densities measured by the Langmuir probe and the two-channel pressure probe onboard the Sich-2 (Ukraine). By the example of interpreting the output signals of the electric probes onboard the DEMETER (France), the Sich-2 (Ukraine), and the CSES (China), it is found that maxima in the electron and neutral particle temperature and density distributions along the spacecraft orbit in the ionospheric plasma correspond to the location of the epicenters of earthquakes incipient on the ground track. An additional parameter that improves the epicenter localization accuracy is the electron energy gain rate in the ionospheric plasma. It is shown that the relaxation times of maxima in the electron and neutral particle temperatures in the ionospheric plasma determine the time to the first shock of an earthquake incipient on the ground track.

Keywords: earthquake, ionospheric plasma, ground track, electric probe, temperature relaxation time.

Цитування: Shuvalov V. A., Gorev N. B., Kochubei G. S., Levkovych O. O. On the space-time localization of incipient earthquakes by diagnostics of disturbances in the ionospheric plasma using a space probe. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 6 (151). P. 36–51. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.036>

© Publisher PH «Akadempriodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

1. INTRODUCTION

The worldwide network of ground seismic stations and observatories allows one to detect earthquakes nearly at any point on the Earth's surface and in the oceans; however, they cannot detect incipient earthquakes. A substantial complement to the ground network of seismic stations may be a space segment: seismic activity monitoring with diagnostic instrumentation onboard spacecraft.

The ionospheric plasma is a sensitive indicator of the processes accompanying earthquake incipience. Based on the results of numerous observations of variations in the ionospheric plasma parameters, the basic ionospheric plasma disturbances induced by seismic activity were identified.

Disturbances in the charged particle parameters — the electron and ion temperature and density — were found to be earthquake precursors [1, 8, 9, 14, 16, 23].

The ionospheric plasma is a weakly ionized gas. At altitudes $\leq 1,000$ km, the neutral particle density is far (more than an order of magnitude) greater than the ion and the electron density. The state of the ionospheric plasma is largely governed by the processes of collisions and energy exchange between electrons, ions, and neutral particles. Information on collisions and energy exchange between charged and neutral particles may be used to analyze the ionospheric plasma response to inputs from below and increase the accuracy of data on seismic activity.

Satellite monitoring of variations in the ionospheric plasma parameters in the spacecraft orbit gives information on processes on the ground track. Measurements using onboard diagnostic instruments give space-time distributions of local values of the ionospheric plasma parameters along the spacecraft orbit.

In most cases, incipient earthquakes are identified by the total electron content (GPS signals received by ground stations) and by the electron density corresponding to the critical ionospheric frequency f_oF2 (measurements by ground vertical sounding stations). This gives information on the electron density averaged over the sounding path. Onboard probe systems give information on local disturbances in the ionospheric plasma parameters.

Electric probes have long been successfully used onboard spacecraft to diagnose the rarefied ionospheric plasma [2, 3, 7, 8, 9, 11, 20, 22]. The current-voltage characteristics of single Langmuir probes and multielectrode retarding-potential analyzers give local values of the electron and ion temperature and density in the ionospheric plasma. For example, in [8, 9, 18, 20], the maxima in the space-time distributions of the electron and ion temperature and density along the spacecraft orbit were used to localize the epicenters of earthquakes incipient on the ground track. As to the neutral particle parameters, little use has been made of them in localizing incipient earthquake epicenters.

The goal of this work is to show that the use of space-time distributions of the electron and neutral particle temperature and density along the spacecraft orbit measured with specially designed probes (a cylindrical Langmuir probe and a two-channel electric pressure probe) allows one to localize the epicenter of an earthquake incipient on the ground track and predict the time to its first shock.

2. ELECTRIC PROBES ONBOARD THE DEMETER AND THE SICH-2

2.1. DEMETER satellite (France). The DEMETER satellite (125 kg) was launched on June 29, 2004, to study ionospheric disturbances associated with earthquakes. The DEMETER orbit: a perigee of 685 km, an apogee of 712 km, and an inclination of 98.2° . In December 2005, the orbit lowered to 660 km. The satellite was operable for about six years. To diagnose and monitor the ionospheric plasma, three probe systems were used: two identical cylindrical Langmuir probes (ISL, Instrument Sonde de Langmuir, a measuring electrode of radius $r_p = 0.15$ cm and length $l_p = 5.0$ cm with a guard electrode of length ~ 2.5 cm); a segmented Langmuir probe (SLP, a sphere of diameter 4.0 cm made up of six measuring electrodes); and a multielectrode thermal plasma ion analyzer (IAP, Instrument d'Analyse du Plasma). The electron density N_e and temperature T_e were calculated from the ISL current-voltage characteristics. The ion density N_i and temperature T_i were determined from the IAP output signals. The neutral component of the ionospheric plasma was not diagnosed onboard the DEMETER [8].

2.2. Sich-2 satellite (Ukraine). The Sich-2 satellite (145 kg) was put into a heliosynchronous circular orbit of altitude ~ 700 km and inclination $\sim 98.1^\circ$ on August 17, 2011. The satellite was equipped with two probe systems: a charged particle detector (DE, a cylindrical Langmuir probe of radius $r_p = 0.05$ cm and length $l_p = 12.0$ cm with a guard electrode of radius $r_g = 0.2$ cm and length $l_g = 12.5$ cm) and a neutral particle detector (DN, a two-channel electric pressure probe).

The probes were developed by the authors and made at the Institute of Technical Mechanics, National Academy of Sciences of Ukraine. The Langmuir probe serves to determine the electron density N_e and temperature T_e from its current-voltage characteristic.

The electric pressure probe serves to determine the neutral particle density N_n and temperature T_n in a partially ionized rarefied plasma flow from its output signals (the measuring channel currents). The outer diameter of the case $D_n = 70$ mm, the height $h_n = 100$ mm, the measuring channel inlet diameter $d_{ch} = 8.5$ mm, and the tube length $l_{ch} = 50$ mm. The measuring channels of the probe are orthogonal. The normal $\mathbf{n}_1$ to the inlet aperture of channel 1 is parallel to the neutral particle velocity $\mathbf{U}_n$ ($\mathbf{n}_1 \parallel \mathbf{U}_n$), i. e., to the spacecraft velocity $\mathbf{U}_\infty$ in the ionosphere. The normal $\mathbf{n}_2$ to the inlet aperture of channel 2 is perpendicular to the neutral particle velocity ($\mathbf{n}_1 \perp \mathbf{U}_n$).

Before installing the DE and DN probes on the Sich-2, comprehensive studies were conducted to simulate their interaction with rarefied hypersonic plasma flows on the ITM plasmaelectrodynamics setup: physical and numerical simulation (the solution of the Vlasov — Poisson equations) [19, 21, 22]. The probes were tested in an atomic-molecular nitrogen plasma at ion velocities 8.3...10.5 km/s, electron densities $N_e = 10^6 \dots 10^{10} \text{ cm}^{-3}$, electron temperatures $T_e = 0.8 \dots 2.5$ eV, ion dissociation degree $\xi_{d_i} = 0.7 \dots 0.79$, plasma ionization degree $\varepsilon_i = 0.001 \dots 0.1$, and ion-to-electron temperature ratio $T_i/T_e = 0.2 \dots 0.4$. The measurement accuracy provided by the DE and DN probes was determined by comparing the plasma parameter values measured with them with those registered using the ITM setup diagnostic system: cylindrical, spherical, and plane Langmuir probes, a Faraday cup, and a multielectrode retarding-potential

analyzer. The dissociation degree was measured with an MKh 7303 mass-spectrometer. In addition to the probe diagnostics system, the electron density was measured using 3 to 9.8 GHz interferometers.

The error in plasma probe diagnostics is governed by two components: the probe current measurement error and the error of analytical and approximate mathematical relationships that describe the collection of plasma particles by a probe.

The Sich-2's scientific information acquisition system developed and made at the Lviv Center of the Institute for Space Research of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine measured the currents to the working electrodes of the DE and DN probes with an error less than 1.0 % in the range from 10^{-7} to 10^{-4} A. The physical and numerical simulation of the interaction of the DE and DN probes with a hypersonic flow of the ionospheric plasma made it possible to get analytical and approximate relationships for the current to the DE cylindrical probe and the pressure (the output signal of the DN probe). The accuracy of those relationships for the ionospheric conditions was checked by comparing the measured values of the probe output signals with the calculated ones; for the DE probe, use was made of the current-voltage characteristics measured with the cylindrical probes onboard the Intercosmos-10 [11], DEMETER [8], and Explorer-17 [2].

It was found that the calculated current-voltage characteristics of the DF cylindrical probe in the electron saturation current mode approximated the measured ones with an error less than 2 %. The total error for the DE probe does not exceed 3 % [21]. In estimating the error introduced by the computed current-voltage characteristics of the DE probe, the reference data were the angular pressure cyclograms measured by the magnetron-type probe and the cold-anode probe onboard the Explorer-32 [13]. It was found that the calculated output signals of the DN pressure probe agreed with the measured values in the angle θ range from -90° to $+90^\circ$ with an error not greater than 5 % where θ is the angle between the spacecraft velocity and the normal to the inlet opening plane of the probe's measuring channel. The total error in measuring the DN probe output signal does not exceed 6...7 % [13, 19, 22].

The neutral particle temperature in a plasma flow is proportional to the squared ratio of the currents in the two mutually orthogonal probe channels: $T_n \propto (I_2/I_1)^2$. The neutral particle density is proportional to the output signal (current) of channel 2: $N_n \propto I_2$.

The symmetry axis of the Langmuir probe onboard the Sich-2 was parallel to the Earth's surface and orthogonal to the spacecraft's velocity and the Earth's magnetic field. The electron current saturation portion of the current-voltage characteristic was measured and processed at a probe potential from 0 to +6.95 V [21]. The combined use of the cylindrical Langmuir probe and the pressure probe allows one to determine not only the electron density N_e and temperature T_e but also the neutral particle density N_n and temperature T_n in the ionospheric plasma. The ion component of the ionospheric plasma was not diagnosed onboard the Sich-2.

The output signals from the two-channel pressure probe are measured within a time of $\Delta\tau_n \leq 0.1$ s, which corresponds to a distance of $\Delta z_n \sim 750$ m on the ground track. The electron saturation current is measured within a time of $\Delta\tau_e \leq 0.3$ s, which corresponds to a distance of $\Delta z_e \sim 2,300$ m on the ground track.

3. ELECTRON ENERGY BALANCE IN THE IONOSPHERIC PLASMA

According to the concept of a global electric circuit and the penetration of a vertical electric field into the ionosphere over a seismic activity zone [14, 15], it is Joule heating that increases the temperatures and particle densities in the plasma. In a steady state, the energy imparted by Joule heating to a unit volume of the electron gas in a unit time is equal to the energy it loses due to electron-ion and electron-neutral collisions, and this energy balance may be represented as [4, 5, 10]

$$Q_e = \frac{3}{2} k T_e N_e \left[\left(1 - \frac{T_n}{T_e} \right) \delta_{en} v_{en} + \left(1 - \frac{T_i}{T_e} \right) \delta_{ei} v_{ei} \right], \quad [\text{W/m}^3], \quad (1)$$

where Q_e is the electron energy gain rate, k is the Boltzmann constant, δ_{en} , δ_{ei} are the fractions of the electron energy loss by electron-neutral and electron-ion collisions, and v_{en} , v_{ei} are the electron-neutral and electron-ion collision rates. For Joule heating $Q_e = \mathbf{J}_e \cdot \mathbf{E}_p = \sigma_e E_p^2 / (1 + \beta_e^2)$ [10]

$$E_p^2 = \frac{3}{2} \frac{k T_e}{e} \left(\frac{m_e}{e} \right) \times \left[\left(1 - \frac{T_n}{T_e} \right) \delta_{en} v_{en} + \left(1 - \frac{T_i}{T_e} \right) \delta_{ei} v_{ei} \right] (\omega_{eB}^2 + v_{e\Sigma}^2) / v_{e\Sigma},$$

or

$$E_p = 2.92 \times 10^{-6} \left\{ \frac{k T_e}{e} \left[\left(1 - \frac{T_n}{T_e} \right) \delta_{en} v_{en} + \left(1 - \frac{T_i}{T_e} \right) \delta_{ei} v_{ei} \right] (\omega_{eB}^2 + v_{e\Sigma}^2) / v_{e\Sigma} \right\}^{1/2}, \quad [\text{V/m}]$$

where $\mathbf{J}_e$ is the electron current density, $\mathbf{E}_p$ is the electric field; σ_e is the plasma conductivity, $\beta_e = \omega_{eB} / v_{e\Sigma}$, $v_{e\Sigma} = v_{ei} + v_{en}$, and ω_{eB} is the electron cyclotron frequency.

The magnetic field does not affect the electron velocity component parallel to $\mathbf{B}_\infty$; it only affects the electron motion in a direction perpendicular to $\mathbf{B}_\infty$. The transfer coefficients along the magnetic field lines are equal to those in the absence of a magnetic field ($\mathbf{B}_\infty = 0$) [5].

The electric field component parallel to $\mathbf{B}_\infty$ is

$$E_{\parallel p} = 2.92 \times 10^{-6} \left\{ \frac{k T_e}{e} \left[\left(1 - \frac{T_n}{T_e} \right) \delta_{en} v_{en} + \left(1 - \frac{T_i}{T_e} \right) \delta_{ei} v_{ei} \right] (v_{en} + v_{ei}) \right\}^{1/2} [\text{V/m}]. \quad (2)$$

For electrons of the ionospheric plasma at altitudes of 200...700 km, inelastic collisions with neutral particles are predominant. The electron energy loss factor δ_{eo} in collisions with atomic oxygen (AO) is [5]

$$\delta_{eo} = \frac{6.6 \times 10^{-5}}{T_n \cdot T_e^{1/2}}, \quad (3)$$

where T_n and T_e are in eV.

With consideration of the data from [5], for $e - \text{O}$ inelastic collisions, it follows

$$\delta_{eo}^* v_{eo}^* = 2 \times 10^{-12} N_o / T_n, \quad (4)$$

where T_n is in eV, and N_o is the AO density (in cm^{-3}).

The ion temperature T_i appearing in Eqs. (1) and (2) is determined from the equation

$$T_i = T_n + \frac{T_e - T_n}{1 + \delta_{in} v_{in} / \delta_{ei} v_{ei}}, \quad (5)$$

where δ_{ia} is the fraction of the ion energy loss by ion-electron ($\alpha = e$) and ion-neutral ($\alpha = n$) collisions, and v_{ia} is the ion-electron and ion-neutral collision rate, $v_{ei} = 3.64 \times 10^{-6} N_i \ln \Lambda / T_e^{3/2}$, $\Lambda = 1.24 \times 10^7 (T_e^3 / N_e)^{1/2}$, $N_i \approx N_e$, $N_{e,i}$ in cm^{-3} and T_e in K [10].

The O^+ and He^+ ion temperature T_i is found from Eq. (5) using iterative procedures because the ion-neutral collision rate for the resonant charge exchange $\text{O}^+ + \text{O} \rightarrow \text{O} + \text{O}^+$ and $\text{He}^+ + \text{He} \rightarrow \text{He} + \text{He}^+$ depends on T_i

$$v_{in} \sim v_{\text{O}^+ + \text{O}} \sim 1.8 \times 10^{-9} (T_i + T_n)^{1/2} N_{\text{O}},$$

$$v_{in} \sim v_{\text{He}^+ + \text{He}} \sim 3.3 \times 10^{-9} (T_i + T_n)^{1/2} N_{\text{He}},$$

and the resonant charge exchange cross-section is a function of T_i and T_n .

As a first approximation, in Eqs. (1), (2), and (5) the equality $T_i \approx T_n$ is used for altitudes $h = 200 \dots 700$ km at night and $200 \dots 500$ km in the daytime, and $T_i \approx (T_e + T_n)/2$ is used for altitudes of $600 \dots 700$ km. For the AO charge exchange reaction, it is adopted $\delta_{in} = \delta_{\text{O}^+ + \text{O}} \approx 1/2$ [5].

For elastic collisions

$$(\delta_{e\text{O}} v_{e\text{O}})_{\text{ela}} / \delta_{e\text{O}}^* v_{e\text{O}}^* \approx T_e^{1/2} T_n < 1$$

in Eqs (2), (4), and (5) the factor $\delta_{e\text{O}} v_{e\text{O}}$ for the “ $e - \text{O}$ ” system is put equal to $\delta_{e\text{O}}^* v_{e\text{O}}^*$. For “ $e - \text{He}$ ” collisions at $T_e = 0.1 \dots 0.3$ eV, it follows that

$$\delta_{e\text{He}} \approx \delta_{\text{ela}} \approx 2.8 \times 10^{-4}$$

and

$$\delta_{e\text{He}} v_{e\text{He}} \approx 1.4 \times 10^{11} N_{\text{He}} T_e^{1/2}$$

where N_{He} is in cm^{-3} and T_e is in eV.

4. RELAXATION TIME OF THE PLASMA ELECTRON AND NEUTRAL PARTICLE TEMPERATURES

A shock relieves the stresses accumulated in the Earth’s crust and the electric field that heats the ionospheric plasma. The disturbed plasma parameters relax to their undisturbed values by particle collisions, diffusion, and recombination. At first, the electron temperature relaxes by electron-neutral collisions [4, 17], and the relaxation times may be represented as

$$t_{\tau} = \frac{2.8 \times 10^{-4}}{\delta_{en} v_{en}} \left| \ln \frac{T_{0e} - T_{0n}}{T_e^{\max} - T_n^{\max}} \right|, [\text{h}], \quad (6)$$

and if δ_{en} and v_{en} depend on the temperatures, then at $\delta_{en} v_{en} \propto T_e^{0.5}$ and $T_e > T_n$, the time dependence of

the electron temperature $T_e(t)$ in the ionospheric plasma for O, He, and H may be determined as

$$t_{\tau} = \frac{5.6 \times 10^{-4}}{\delta_{en} v_{en}} \left[\left(T_e^{\max} / T_{0e} \right)^{0.5} - 1 \right], [\text{h}] \quad (7)$$

where t_{τ} is the temperature relaxation time by Eqs. (6) and (7), respectively.

5. SPACE-TIME LOCALIZATION OF EARTHQUAKES ON THE GROUND TRACK

5.1. DEMETER. Figure 1 shows the space-time distributions of the ionospheric plasma parameters calculated from the output signals of the DEMETER electric probes [8]. The maxima in the space-time distributions of the electron and ion density and temperature were detected at satellite flyover time $\text{UT}_1 \approx 15:50:37$, and they correspond to the intersection of the magnetic equator and the ground track. The measurements were made at night (local time $\text{LT} \approx 22.30$ h). The most probable source of the local disturbances in the ionospheric plasma parameters over Sumatra at night was an M 8.6 earthquake at a depth of $h_d \sim 14$ km. The earthquake struck at $\text{UT}_2 \approx 16:09:36$, i. e., $\Delta \text{UT} \approx \text{UT}_2 - \text{UT}_1 \approx +18$ min after the DEMETER flew over the epicenter [8]. The DEMETER electric probes detected the local disturbance in the ionospheric plasma parameters $\Delta \text{UT} \approx 0.3$ h in advance of the shock. Thus, the effect of an earthquake as a source of ionospheric plasma disturbances manifests itself as maxima in the space-time distributions of N_e , T_e , and T_i along the spacecraft orbit detected over the earthquake epicenter on the ground track.

Figure 2 shows the space-time distributions of the electron density N_e and temperature T_e found from the output signals of the DEMETER cylindrical Langmuir probe (ISL) in the daytime before and after the Haiti earthquake [18], which struck on January 12, 2010 at $\text{LT}_2 = 16:53$ ($\text{UT}_2 = 21:53$) at the point $\text{Lat} = 18.44^\circ \text{N}$, $\text{Long} = 72.57^\circ \text{W}$ (Leogan, Haiti) on the ground track (Fig. 2, a). The maxima $T_e^{\max}$ and $N_e^{\max}$ were detected on January 11, 2010 over the epicenter in the daytime ($\text{LT} = 10:00$) and at night ($\text{LT} = 21:00$) in geomagnetically quiet conditions: 3-hour planetary index of geomagnetic activity $Kp \approx 1$ and equivalent planetary amplitude index $Ap = 9 \dots 4$, i. e., nearly 24 hours before the M 7.0 first

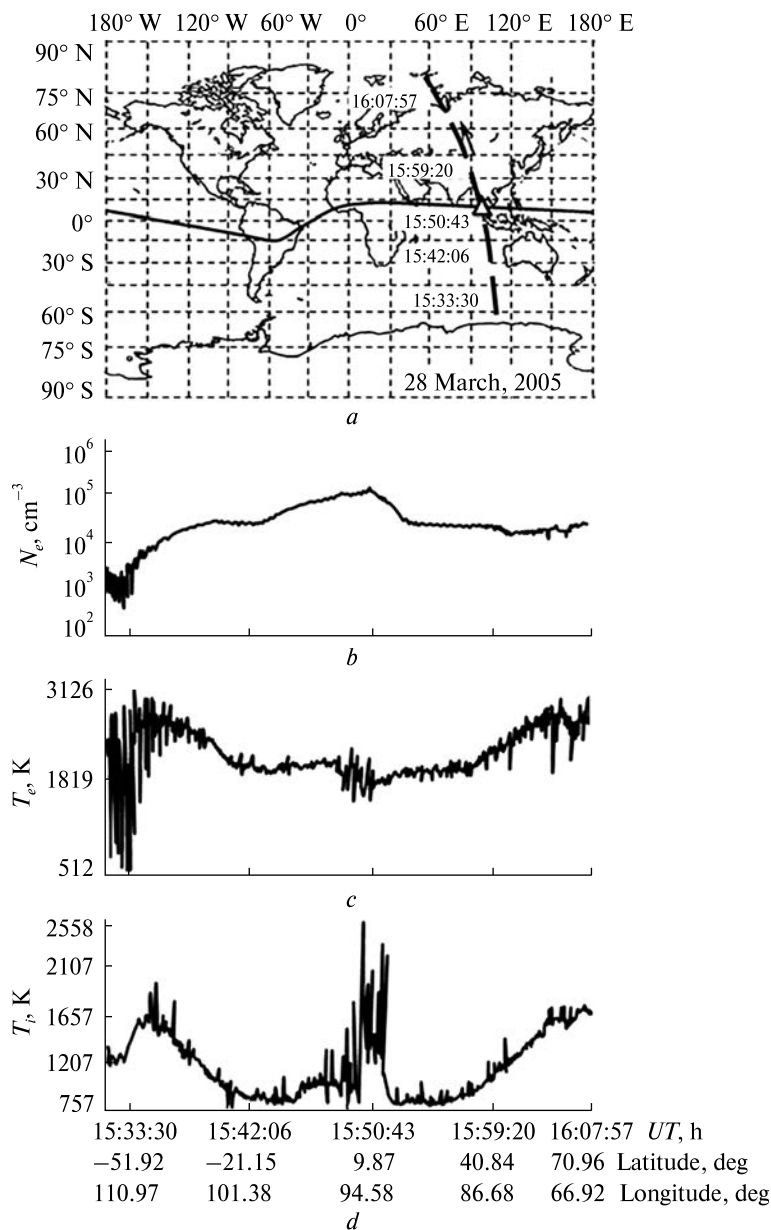


Figure 1. Space-time localization of the Sumatra earthquake (DEMETER, March 28, 2005): *a* — earthquake localization (dashed curve — ground track, solid curve — magnetic equator, triangle — epicenter), *b–d* — distribution of the electron density N_e , electron temperature, T_e and ion temperature T_i along the orbit

shock. The disturbed parameter values $N_e^{\max}/N_{0e}$, $T_e^{\max}/T_{0e}$, and $Q_e^{\max}/Q_{0e}$ are shown in Table 1: $T_e^{\max} = 4,400$ K (day), and T_{0e} is the electron temperature averaged over ± 40 days before and after the first shock: $T_{0e} = T_e^{\text{mid}} = 2,300$ K. The electron density is adopted as $N_e^{\max} = 1.6 \times 10^4 \text{ cm}^{-3}$ and $N_{0e} = N_e^{\text{mid}} = 10^4 \text{ cm}^{-3}$.

January 2010 was the beginning of a new solar activity cycle, a minimum-to-mid activity transition. For “transitional” solar activity (between min and mid), the AO temperature and density at the DEMETER orbit altitude ~ 660 km [18] are adopted as $T_{0n} \approx 1,000$ K, $T_n^{\max} = 1,300$ K, and $N_0 =$

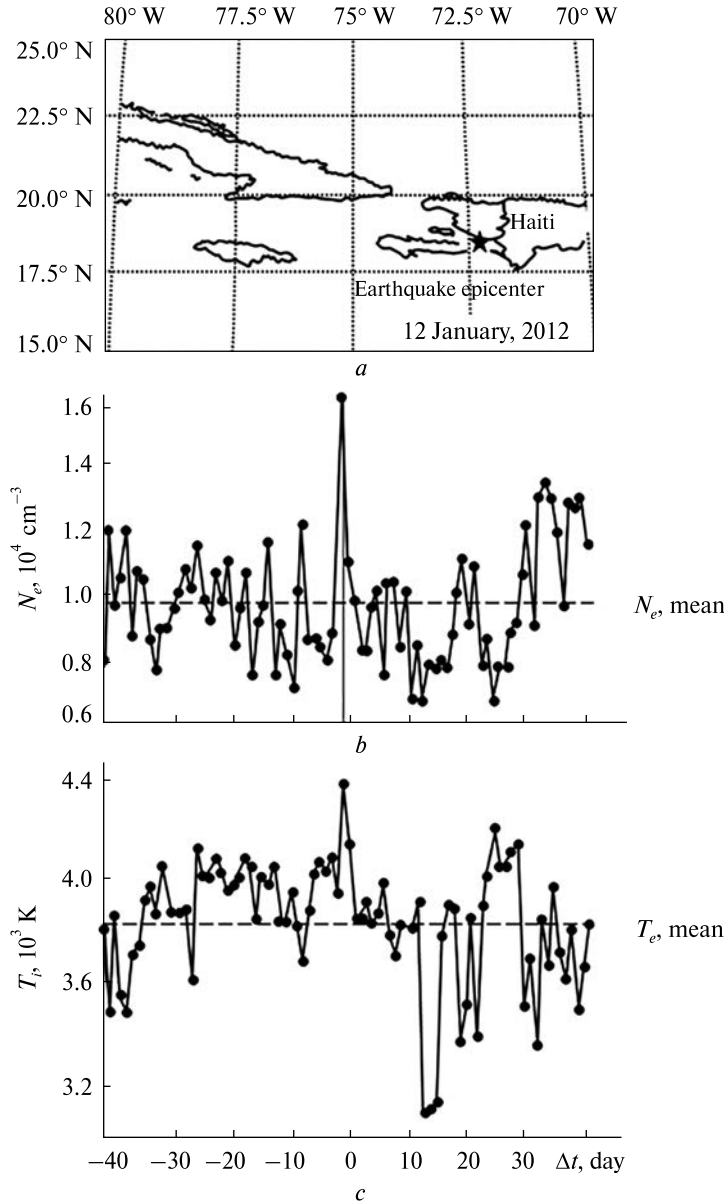


Figure 2. Electron parameter disturbance, induced by the Haiti earthquake (DEMETER, January 1, 2010): *a* — spatial localization of the earthquake epicenter, *b* — disturbance in the electron density N_e before and after the earthquake, *c* — time history of the electron temperature T_e before and after the earthquake (Δt — time reckoned from the first shock January 12, 2010)

$= 4 \times 10^5 \text{ cm}^{-3}$ according to [6, 12]. For these parameter values and the DEMETER flyover time $LT_1 = 10:00 \text{ h}$, the following particle temperature relaxation time is obtained using Eq. (7): $t_{r_2} \approx 18:36$. As a result, for t_{r_2} and the January 12, 2010 first shock time $LT_2 = 16:53 \text{ h}$ the time advance is $\Delta LT_2 = LT_2 - (LT_1 + t_{r_2}) \approx +11:17$. The relaxation time was estimated using

the neutral particle parameters by the International Reference Ionosphere — 2012 (IRI-2012) and the NRLMSIS-00 model [6, 12].

On August 21, 2018, the Langmuir probe (LAP) and the retarding potential analyzer (RPA) onboard the CSES (China) detected peaks in the AO ion density N_{O^+} and the electron density N_e over the epi-

center of an M 7.3 earthquake, which was incipient at the CSES flyover time and struck in the coastal waters Carúpano, Venezuela, at Lat = 10.74°N, Long = 62.98°W at UT₂ = 21:31. The sharp peaks in N_{0+} and N_e are shown in Fig. 5 of [9]. The CSES was launched on February 2, 2018 into an orbit with an altitude of ~507 km and an inclination of ~97.4°.

Table 1 shows the relative values $\delta F_\alpha = F_\alpha^{\max}/F_{0\alpha}$, $F_\alpha^{\max} = T_\alpha^{\max}$, $N_\alpha^{\max}$, $Q_\alpha^{\max}$, and $E_{ap}^{\max}$ ($\alpha = e, i, n$ for T , and $\alpha = e$ for N and Q) measured with the probes onboard the DEMETER and the Sich-2 and calculated in geomagnetically quiet conditions (the $F_{0\alpha}$'s are the undisturbed plasma parameters). Values greater than one ($\delta F_\alpha > 1$) are characteristic not only of δN_e , δT_e , and δT_i , but of δQ_e and $E_{ap}^{\max}$ as well.

5.2. Sich-2. Figure 3 shows the earthquake epicenters localized by the output signals of the electric probes onboard the DEMETER (1 and 2) and the Sich-2 (3–6). The Sich-2 ground track and the magnetic equator are shown as a dashed and a solid curve, respectively.

In the Northern Hemisphere on May 24, 2012, when the Sich-2 flew over the area with the coordinates Lat = 73.0°N, Long = 5.7°E at UT₁ ≈ 19.8 h, its probes detected local disturbances in the neutral and charged components of the ionospheric plasma: $T_e^{\max} \sim 3,100$ K and $T_n^{\max} \sim 1,300$ K. The space-time distributions of N_e , T_e , T_n , and N_n calculated from the output signals of the Sich-2 probes are shown in Figure 4.

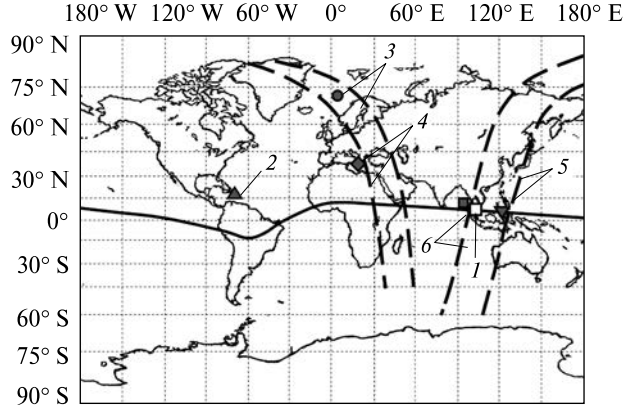


Figure 3. Earthquake epicenter localization by the output signals of the electric probes onboard the DEMETER (1—March 28, 2005, Sumatra, 2—January 12, 2012, Haiti) and the Sich-2 (3—May 24, 2012, 4—November 11, 2011, 5—September 14, 2011, 6—October 2, 2011). Dashed curves — ground track, solid curve — magnetic equator

The earthquakes on the ground track:

- May 24, 2012:
UT₂₁ ≈ 22.05 h, Lat = 72.96°N,
Long = 5.68°E, $h_d \approx 10$ km; and M 6.1;
- May 25, 2012:
UT₂₂ ≈ 0.05 h, Lat = 72.94°N,
Long = 5.52°E, $h_d \approx 10$ km; and M 5.0;
- May 25, 2012:
UT₂₃ = 4.05 h, Lat = 72.90°N,
Long = 5.54°E, $h_d \approx 10$ km; and M 4.9.

Table 1. Relative values of the ionospheric plasma parameters

Relative plasma parameter values $\delta F_\alpha = F_\alpha^{\max}/F_{0\alpha}$	Spacecraft flight over the epicenter			
	DEMETER March 28, 2005 Sumatra	DEMETER January 12, 2010 Haiti	Sich-2 May 24, 2012 Norwegian Sea	Sich-2 November 23, 2011 Mediterranean Sea
$N_e^{\max}/N_{0e}$	1.25	1.60	1.54	2.67
$T_e^{\max}/T_{0e}$	1.12	1.91	1.11	1.73
$T_i^{\max}/T_{0i}$	1.38	—	—	—
$T_n^{\max}/T_{0n}$	—	—	1.23	1.42
$Q_e^{\max}/Q_{0e}$	1.74	8.68	3.21	4.62
$E_{ap}^{\max}/E_{0ap}$	—	—	1.44	1.68

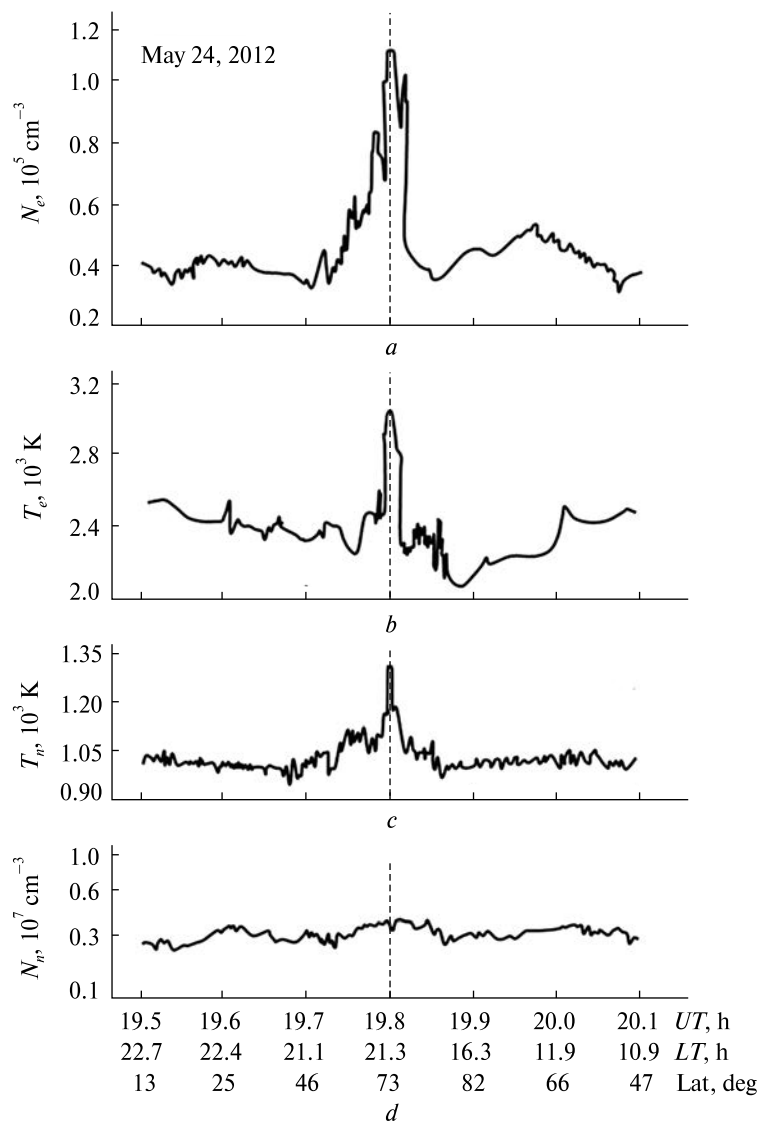


Figure 4. Space-time distributions of the ionospheric plasma parameters, measured by the Sich-2 probes on May 24, 2012: *a* — electron density N_e , *b* — electron temperature T_e , *c* — neutral particle temperature T_n , *d* — neutral particle density N_n

The shock nearest to the Sich-2 flying over the May 24, 2012 earthquake epicenter ($UT_1 \approx 19.8$ h) struck at $UT_{21} \approx 22.05$ h: the local parameter disturbances were detected $\Delta UT \approx UT_{21} - UT_1 \approx +2.25$ h in advance of the first shock. The disturbances were detected at night in geomagnetically quiet conditions: from May 22 to May 26, 2012, the geomagnetic activity indices Kp and Ap varied from 3 to 0 and from 15 to 12, respectively, at sunspot number $R_s \approx 69$. The May 24, 2012 values of $\delta F_\alpha = F_\alpha^{\max} / F_{0\alpha}$

are shown in Table 1 ($Q_e^{\max} = 1.06 \times 10^{-11} \text{ W/m}^3$ and $E_{\parallel p}^{\max} = 2.91 \times 10^{-7} \text{ V/m}$). The relaxation times $t_{r_1,2}$ of the temperatures $T_e^{\max}$ and $T_n^{\max}$ by Eqs. (6) and (7) are $t_{r_1} \approx 1.8$ h and $t_{r_2} \approx 3.1$ h. Therefore, the estimated time of the first shock after the Sich-2 flyover is $UT_{21}^* = UT_1 + t_{r_1} \approx 21.64$ h and $UT_{21}^{\sim} = UT_1 + t_{r_2} \approx 22.50$ h. The variation of the actual first shock time UT_{21} from its estimated value is $\Delta UT_{21}^* = UT_{21} - UT_{21}^* \approx +0.41$ h and $\Delta UT_{21}^{\sim} = UT_{21} - UT_{21}^{\sim} \approx -0.45$ h for $t_{r_1} \approx 1.8$ h and for $t_{r_2} \approx 3.1$ h, respectively.

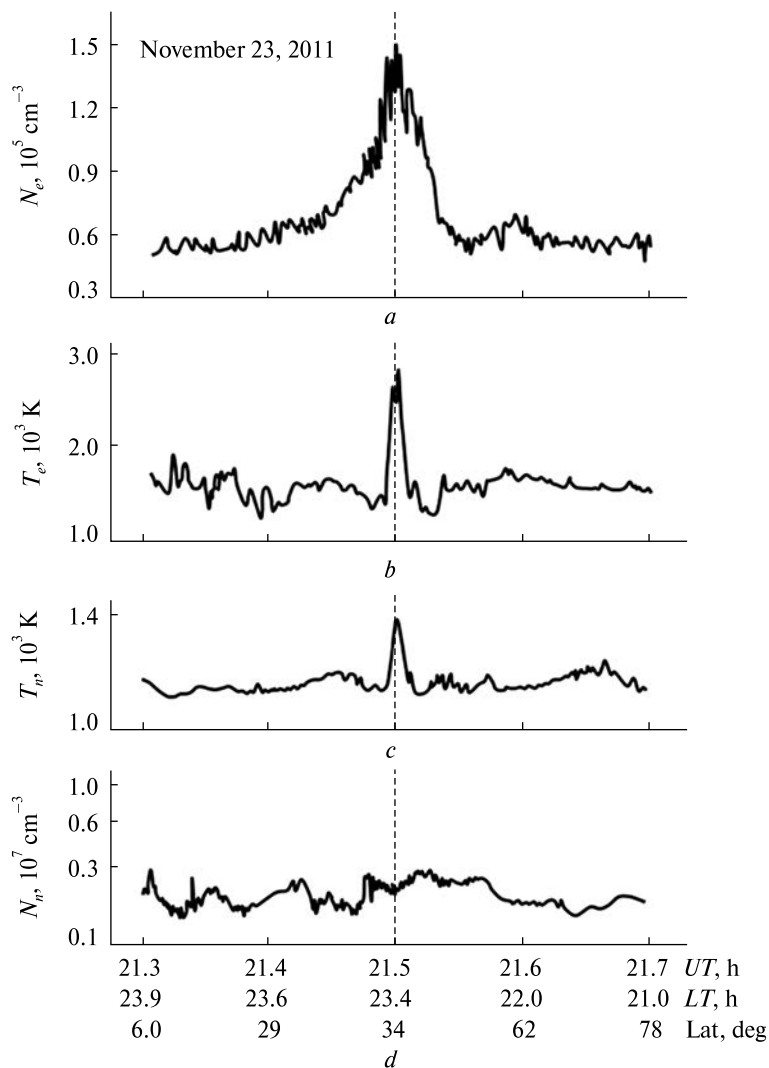


Figure 5. Ionospheric plasma parameter distribution along the Sich-2 orbit, measured by the onboard electric probes on November 23, 2011: *a* — electron density N_e , *b* — electron temperature T_e , *c* — neutral particle temperature T_n , *d* — neutral particle density N_n

When on the night of November 23, 2011 at $UT_1 = 21.5$ h the Sich-2 flew over the point $Lat = 34.3^\circ N$, $Long = 25.1^\circ E$, its probes detected the following maxima: $N_e^{\max} = 1.6 \times 10^5 \text{ cm}^{-3}$, $T_e^{\max} = 2,900 \text{ K}$; $T_n^{\max} = 1,350 \text{ K}$; $Q_e^{\max} = 1.45 \times 10^{-11} \text{ W/m}^3$; and $E_{\parallel p}^{\max} = 3.83 \times 10^{-7} \text{ V/m}$. The November 23, 2011 space-time distributions of the ionospheric plasma parameters along the Sich-2 orbit are shown in Figure 5 ($UT_1 \approx 21.5$ h). The measurements were made at night in geomagnetically quiet conditions at $Kp = 1_+ - 2$, $Ap = 6-7$, and $R_s = 81$.

According to the USGS (United States Geological Survey; <https://earthquake.usgs.gov>) data, two shocks were detected at the point $Lat = 34.3^\circ N$, $Long = 25.1^\circ E$ on the ground track on November 23, 2011 before the Sich-2 flyover: $UT_{21} = 12.53$ h, $h_d = 10$ km, and $M 5.5$; $UT_{22} = 13.53$ h, $h_d = 10$ km, and $M 4.8$, and an earthquake was detected on November 24, 2011 after the Sich-2 flyover: $UT_{23} = 17.53$ h, $h_d = 5$ km, and $M 4.0$.

From November 19 to November 26, 2011, the geomagnetic activity indices Kp and Ap varied

from 1 to 2 and from 3 to 7, respectively. Thus, the most probable sources of the local disturbances in the ionospheric plasma parameters were the shocks that struck on the ground track at $\Delta UT_{21} = UT_{21} - UT_1 \approx -9.0$ h and $\Delta UT_{22} = UT_{22} - UT_1 \approx -8.0$ h before or $\Delta UT_{23} = UT_{23} - UT_1 \approx +20.0$ h after the Sich-2 flyover.

The relaxation time of the electron temperature $T_e^{\max}$ and the neutral particle temperature $T_n^{\max}$ to their unperturbed values in the ionospheric plasma is estimated by Eqs. (6) and (7) as $t_{r_1} \approx 19.3$ h and $t_{r_2} \approx 20.9$ h. For these values of t_{r_1} , the estimated time $UT_{23}^* = UT_1 + t_{r_1}$ of the first shock after the Sich-2 flyover is about $UT_{23}^* \approx 16.8$ h for $t_{r_1} \approx 19.3$ h and about $UT_{23}^* = UT_1 + t_{r_2} \approx 18.4$ h for $t_{r_2} \approx 20.9$ h. The variation of the actual first shock time from estimated values is $\Delta UT_{23}^* = UT_{23}^* - UT_{23} \approx +0.73$ h and $UT_{23}^* \approx -0.87$ h for $t_{r_1} \approx 19.3$ h and $t_{r_2} \approx 20.9$ h, respectively.

5.3. Equatorial ionization anomaly. The identification of sources of local disturbances in the ionospheric plasma parameters is complicated in the case of the combined effect of several sources, for example, an earthquake in the zone of the magnetic equator and the equatorial ionization anomaly (EIA) in the daytime. The EIA effect manifests itself in the daytime as maxima in the space-time distributions of the electron and ion density N_e and N_i and minima in the distributions of the electron and ion temperature T_e and T_i over the intersection of the magnetic equator and the ground track.

On September 1, 2011 at UT = 01.1 h (LT = 10.7 h) over the point Lat $\approx 6.9^\circ$ N, Long $\approx 141^\circ$ E at the intersection of the ground track and the magnetic equator, the Sich-2 electric probes detected a maximum in the distribution of N_e and a minimum in the distribution of T_e (Figure 6). The measurements were made in geomagnetically quiet conditions at $Kp = 1_+$, $Ap = 5$, and $R_s = 78$ (British Geological Survey https://geomag.dgs.ac.uk/data_service/data/magnetic_indices/apindex.html).

Figure 6 shows the space-time distributions of the ionospheric plasma parameters measured by the Sich-2 probes on September 1, 2011: Fig. 6, *a* shows the ground track and the magnetic equator as a dashed and a solid curve, respectively; Figs. 6, *b* and *c* show the measured values of the plasma parameters N_e , T_e , and T_n (curves 1) and the values of the electron density N_e , the electron temperature

T_e , the ion temperature T_i , and the neutral particle temperature T_n calculated according to the IRI-2012 and the NRLMSIS-00 model [6, 12].

5.4. Earthquakes + EIA. Figure 7 shows the values of N_e , T_e , and T_n measured onboard the Sich-2 on September 14, 2011. The measurements were made in geomagnetically quiet conditions at medium solar activity: $Kp = 1_+ \dots 1$, $Ap = 5 \dots 4$, and $R_s = 78$. The maxima in the distributions of N_e , T_e , and T_n at the intersection of the ground track and the magnetic equator ($UT_1 \approx 1.7$ h) may be indicative of ionospheric plasma disturbances caused by seismic activity. According to the USGS data, no earthquakes of magnitude $M \geq 5$ and depth $h_d \leq 50$ km were detected on the Sich-2 ground track on September 14, 2011, but the following events occurred there on September 13 and 15, 2011:

September 13, 2011: $UT_{21} \approx 09:10:21$; Lat = 35° N, Long = 141° E, $h_d \approx 35$ km; and M 4.8;

September 15, 2011: $UT_{22} \approx 08:00:09$; Lat = 36° N, Long = 141° E; $h_d \approx 28$ km; and M 6.1;

September 15, 2011: $UT_{23} = 10:46:31$, Lat = 3.3° N, Long = 126.7° E; $h_d \approx 44$ km; and M 4.9.

It is seismic activity on the ground track that is responsible for the maxima $N_e^{\max}$, $T_e^{\max}$, and $T_n^{\max}$ in the distributions of ionospheric plasma parameters found from the probe output signals measured on September 14, 2011. The disturbances $N_e^{\max}$, $T_e^{\max}$, and $T_n^{\max}$ caused by seismic activity occurred against the background of the EIA effect at $UT_1 \approx 1.7$ h (LT₁ ≈ 10.5 h).

The most probable source of the ionospheric disturbances detected by the Sich-2 as $N_e^{\max}$, $T_e^{\max}$, and $T_n^{\max}$ at $UT_1 = 1.7$ h (Figure 7) was the M 4.9 and $h_d = 44$ km earthquake detected by the USGS on September 15, 2011 at $UT_{23} = 10:46:31$, which was incipient at the Sich-2 flyover time. The difference in time between the ionospheric plasma disturbance detection by the Sich-2 at $UT_1 = 1.7$ h and the shock time UT_{23} is $\Delta UT = UT_{23} - UT_1 \approx +33$ h. The plasma electron energy gain rate due to the earthquake is $Q_e^\Sigma = 5.4 \times 10^{-11}$ W/m³, and that one due to the EIA effect is $Q_e^{EIA} = 9.1 \times 10^{-12}$ W/m³.

The ratios of the plasma parameters disturbed by the earthquake to those disturbed by EIA are shown in Table 2. The relaxation time values of $T_e^{\max}$ and $T_n^{\max}$ to the values T_{0e}^{EIA} and T_{0n}^{EIA} (Table 2) by Eqs.

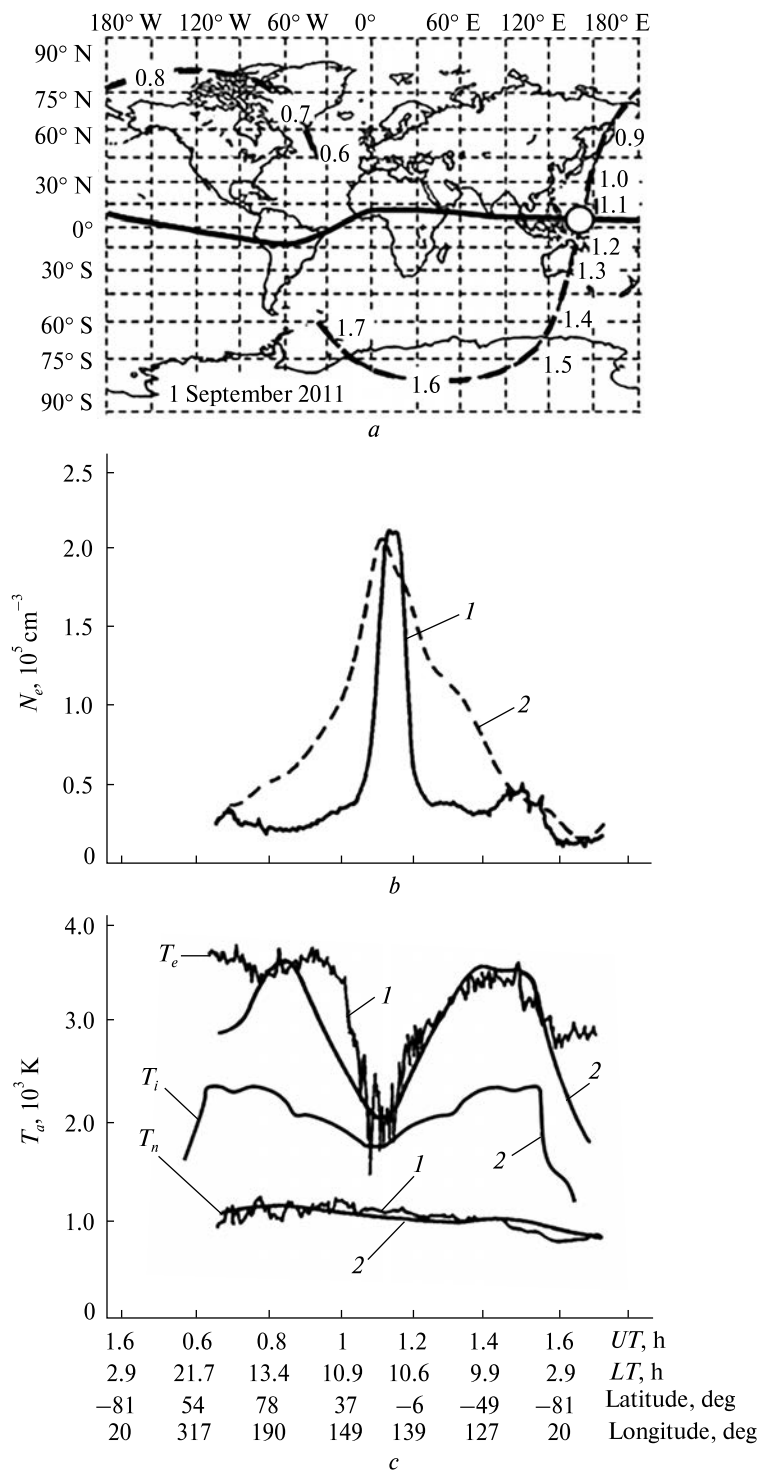


Figure 6. EIA-induced disturbances in the ionospheric plasma parameters, detected by the Sich-2 probes on September 1, 2011: *a* — localization (dashed curve — ground track, solid curve — magnetic equator), *b* — distribution of the electron density N_e (1 — measurements, 2 — calculations), *c* — distribution of the electron, ion, and the neutral particle temperature T_e , T_i and T_n (1 — measurements, 2 — calculations)

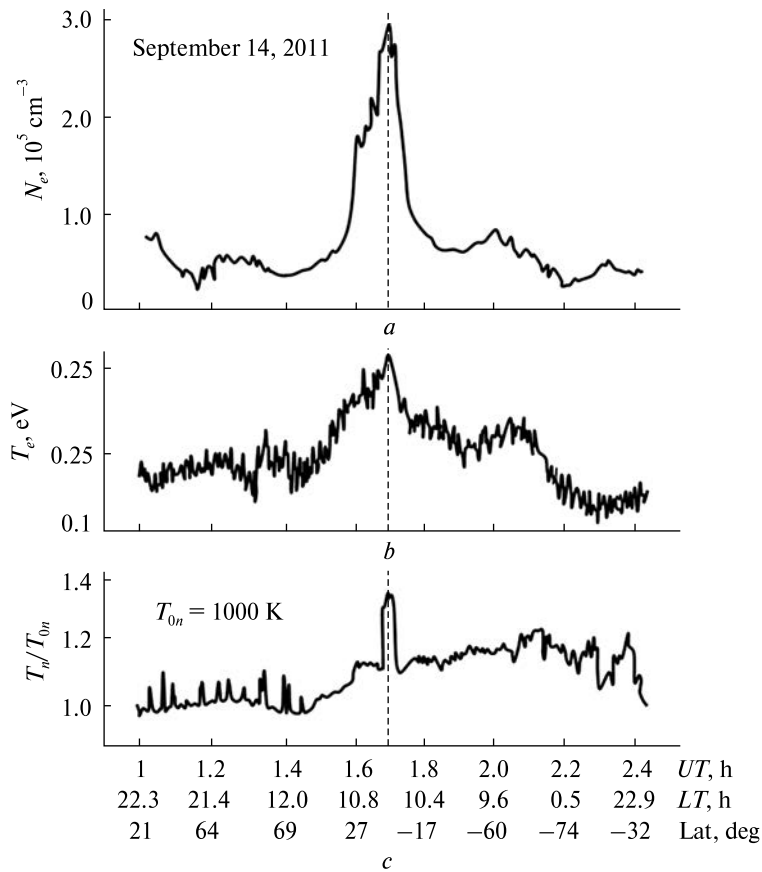


Table 2. Relative values of the disturbed parameters of the ionospheric plasma

Ionospheric plasma parameters (Sich-2 measurements)	Measurement date	
	September 14, 2011	October 2, 2011
$Q_e^\Sigma / Q_{0e}^{EIA}$	5.93	6.05
$N_e^{\max} / N_{0e}^{EIA}$	1.38	1.12
$T_e^{\max} / T_{0e}^{EIA}$	2.12	2.06
	1.31	1.39

Figure 7. Ionospheric plasma parameter disturbances along the Sich-2 orbit, detected on September 14, 2011 (probe measurements): *a* — electron density N_e , *b* — electron temperature T_e , *c* — neutral particle temperature T_n (T_{0n} — undisturbed values)

(6) and (7) are $t_{r_1} \approx 25.38$ h and $t_{r_2} \approx 27.81$ h, respectively. According to the USGS data, in the vicinity of the intersection of the magnetic equator and the Sich-2 ground track, the first shock after the Sich-2 flyover struck on September 15, 2011 at $UT_{23} = 10:46:31$. The estimated first shock time $UT_{23}^* = UT_1 + t_{r_1}$ is about 03.08 h and about $UT_{23}^* \approx 05.51$ h for $t_{r_1} \approx 25.38$ h and $t_{r_2} \approx 27.81$ h, respectively. The variation of the actual shock time $UT_{23}^* = 10:46:31$ from the estimated time is $\Delta UT_{23}^* \approx +07.69$ h and $\Delta UT_{23}^* \approx +05.26$ h for t_{r_1} and t_{r_2} , respectively.

The effect of an earthquake in the presence of EIA was detected by the Sich-2 electric probes on October 2, 2011. The space-time distributions of N_e , T_e , and T_n are shown in Figure 8. The measurements were made in geomagnetically quiet conditions near the magnetic equator (shown in Figure 3 as a solid curve; the ground track is shown as a dashed curve) at $Kp = 2_+ - 3_-$, $Ap = 5 \dots 12$, and $R_s = 81$.

The location of $N_e^{\max}$, $T_e^{\max}$, and $T_n^{\max}$ (earthquake plus EIA) corresponds to the intersection of the ground track and the magnetic equator (Lat = 12.9°N , Long = 95.85°E , and $UT_1 = 04.0$ h). Before the Sich-2 flew over that point, on October 1, 2011, the USGS detected seven shocks of magnitude $M 4.1 \dots 5.2$ at depth $h_d = 14 \dots 46$ km from $UT_{21} = 01.47$ h to $UT_{27} = 17.47$ h. On October 3, 2001, a shock was detected at the point with the coordinates Lat = 13.1°N , Long = 95.8°E after the Sich-2 flyover ($UT_2 = 04.53$ h, $h_d = 42$ km, and $M 4.8$). From October 1 to October 4, 2011, the geomagnetic activity indices Kp and Ap varied from $2_+ \dots 3$ to 1_+ and from $9 \dots 12$ to 5 , respectively. According to the plasma parameter values measured onboard the Sich-2, the electron energy gain rate was $Q_e^{EIA} = 8.1 \times 10^{-12}$ W/m³ for the EIA effect alone and $Q_e^\Sigma = 4.9 \times 10^{-11}$ W/m³ for the combined effect of seismic activity and EIA.

The maximum relative values of the disturbed ionospheric plasma parameters calculated from

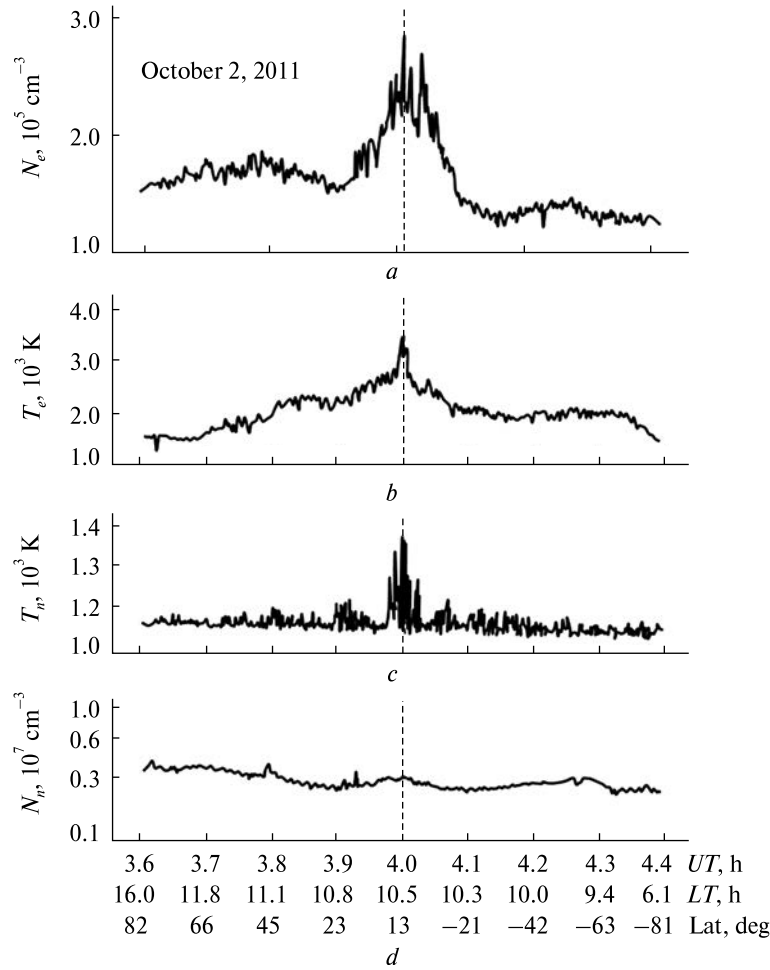


Figure 8. Ionospheric plasma parameter distributions along the Sich-2 orbit, measured on October 2, 2011 (ground track portion 6 in Fig. 3): *a* — electron density N_e , *b* — electron temperature T_e , *c* — neutral particle temperature T_n , *d* — neutral particle density N_n

the probe signals measured on October 2, 2011 are shown in Table 2. If the October 2, 2011 undisturbed values of the ionospheric plasma parameters are taken to be equal to those calculated by the IRI-2012 model at the point Lat = 12.9°N, Long = 95.85°E at $UT_1 \approx 04.0$ h for EIA, then it can be assumed that the local disturbances in the ionospheric plasma parameters were caused by the October 3, 2011 earthquake, which was incipient on the ground track at the Sich-2 flyover time $UT_1 = 04.0$ h. The impact of the earthquake on ionospheric plasma was detected by the Sich-2 probes $\Delta UT_2 \approx +24.53$ h before the shock.

The relaxation time of $T_e^{\max}$ and $T_n^{\max}$ for the earthquake incipient at the Sich-2 flyover time

is $t_{\tau_1} = 24.1$ h and $t_{\tau_2} = 23.63$ h; correspondingly, $UT_2^* = 04.10$ h and $\tilde{UT}_2^* = 03.63$ h. The variation of the actual shock time from estimated values is $\Delta UT_2^* = +0.43$ h and $\Delta \tilde{UT}_2^* = +0.90$ h.

The vertical dashed lines in Figures 3, 4, 7, and 8 connect $N_e^{\max}$, $T_e^{\max}$, and $T_n^{\max}$ to the location of the earthquake epicenters on the abscissa axis.

The data presented in this section demonstrate that the set of the charged and neutral particle parameters determined from the output signals of a spacecraft's electric probes, namely, δT_e , δT_n , δN_e , and δQ_e , and the relaxation time of the temperatures $T_e^{\max}$ and $T_n^{\max}$ to their unperturbed values T_{0e} and T_{0n} allow one to identify ionospheric plasma disturbance

sources, in particular, to localize in space and time the epicenter and the first shock of an earthquake incipient on the ground track.

6. CONCLUSIONS

It is shown that the output signals of the electric probes onboard the Sich-2 (a cylindrical Langmuir probe and a two-channel pressure probe) allow one to determine local values of the electron and neutral particle temperatures and densities in the nonequilibrium rarefied ionospheric plasma.

It is found that local disturbances in the charged and neutral particle temperatures and densities along the spacecraft orbit may serve as earthquake precursors. Maxima in the space-time distributions of the charged and neutral particle temperatures and densities along the spacecraft orbit make it possible to localize the epicenter of an incipient earthquake.

The relaxation times of maxima in the electron and neutral particle temperatures to their undisturbed values give an estimate of the time to the first shock of an incipient earthquake.

REFERENCES

1. Akhoondzadeh M., Parrot M., Saradjian M. R. (2010). Electron and ion density variation before strong earthquakes ($M > 6.0$) using DEMETER and GPS data. *Nat. Hazards and Earth System Sci.*, **10**, № 1, 7–18 [in English]. doi: 10.5194/nhess-10-7-2010
2. Bettenger R. T., Chen A. A. (1968). An end effect associated with cylindrical probe moving at satellite velocities. *J. Geophys. Res.*, **73**, № 7, 2513–2528 [in English].
3. Davis B. (2012). Studying the ionosphere with Langmuir probe with an application to seismic monitoring. Final report. *ASEN 5168: Remote Sensing*, 11 p. [in English].
4. Golant V. E., Zhilinsky A. P., Sakharov I. E. (1977). *Fundamentals of Plasma Physics*. Moscow: Atomizdat, 384 p. [in Russian].
5. Gurevich A. V., Shvartzburg A. B. (1973). *Nonlinear Theory of Radio Wave Propagation in the Ionosphere*. Moscow: Nauka, 272 p. [in Russian].
6. International Reference Ionosphere–2012 (IRI-2012). URL: https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/iri2012_vitmo.php (Last accessed: 07.05.2024).
7. Laframboise L. G., Sonmor L. J. (1993). Current collection by probes and electrodes in space magnetoplasmas: A review. *J. Geophys. Res.*, **98**, A1, 337–357 [in English]. <https://doi.org/10.1029/92JA00839>
8. Lebreton J. P., Stverak S., Travnicek P., Maksimovic M., Klinge D., Merikallio S., Lagoutte D., Poirier B., Bletly P.-L., Kozacek Z., Salaquardaet M. (2006). Langmuir probe experiment processing onboard DEMETER: Scientific objectives, description and first results. *Planet. and Space Sci.*, **54**, № 5, 472–486 [in English]. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2005.10.017>
9. Liu D., Zeren Z., Shen X., Zhao S., Yan R., Wang X., Liu C., Guan Y., Zhu X., Miao Y., Yang D., Huang H., Guo F. (2021). Typical ionospheric disturbances revealed by the plasma analyzer package onboard the China Seismo-Electromagnetic satellite. *Adv. Space Res.*, **68**, 3796–3805 [in English]. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.08.0098>
10. Mitchner M., Kruger C. H. (1973). *Partially Ionized Gases*. John Wiley, 518 p. [in English].
11. Moskalenko A. M. (1979). Theory of a cylindrical probe. *Cosmic Res.*, **17**, № 1, 42–49 [in English].
12. Picone J. M., Hedin A. E., Drob D. P., Aikan A. C. (2002). NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistic comparisons and scientific issues. *J. Geophys. Res.*, **107**, № A12, 1468–1484 [in English]. <http://dx.doi.org/10.1029/2002JA009430>
13. Newton G., Silverman P., Pelz D. (1969). Interaction between neutral gas and orificed pressure gauge mounted in a spinning satellite. *Rarefied Gas Dynamic*. New-York: Acad. Press, Vol. 2, 1571–1573 [in English].
14. Pulnits S. A. (2009). Physical mechanism of vertical electric field generation over active tectonic faults. *Adv. Space Res.*, **44**, № 6, 767–773 [in English]. <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2009.04.038>
15. Pulnits S. A., Davidenko D. (2014). Ionospheric precursors of earthquake and Global Electric Circuit. *Adv. Space Res.*, **53**, № 5, 709–723 [in English]. doi: 10.1016/j.asr.2013.12.035
16. Pulnits S. A., Legen'ka A. D., Gaivoronskaya T. V., Depuev V. Kh. (2003). Main phenomenological features of ionospheric al precursors of strong earthquakes. *J. Atmospheric and Solar-Terrestrial Phys.*, **65**, № 16–18, 1337–1347 [in English]. <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2003.07.011>
17. Rose D. J., Clark M. Jr. (1961). *Plasmas and Controlled Fusion*. NewYork–London: John Wiley and Sons, 493 p. [in English].
18. Sarkar S., Choudhary S., Sonakia A., Vishwakarma A., Gwal A. K. (2012). Ionospheric anomalies associated with the Haiti earthquake of 12 January 2010 observed by DEMETER satellite. *Nat. Hazards and Earth System Sci.*, **12**, № 3, 671–678 [in English]. <https://doi.org/10.5194/nhess-12-671-2012>

19. Shuvalov V. A., Korepanov V. E., Lukenyuk A. A., Tokmak N. A., Kochubey G. S. (2012). Modeling of probe measurements of plasma environment parameters onboard the spacecraft «Sich-2». *Kosm. Nauka Tehnol.*, **18**, № 6, 5–13 [in Russian]. <https://doi.org/10.15407/knit2012.06.005>
20. Shuvalov V. A., Lazuchenkov D. N., Gorev N. B., Kochubei G. S. (2018). Identification of seismic activity sources on the subsatellite track by ionospheric plasma disturbances detected with the Sich-2 onboard probes. *Adv. Space Res.*, **61**, № 1, 355–366 [in English]. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.08.001>
21. Shuvalov V. A., Lukenjuk A. A., Pismennyi N. I., Kulagin S. N. (2013). Probe diagnostics of laboratory and ionospheric rarefied plasma flows. *Kosm. Nauka Tehnol.*, **19**, № 1, 13–19 [in Russian]. <https://doi.org/10.15407/knit2013.01.013>
22. Shuvalov V. A., Priymak A. I., Reznichenko N. P., Tokmak N. A., Kochubei G. S. (2004). Contact diagnostics of the ionosphere and laboratory plasma. *Kosm. Nauka Tehnol.*, **10**, № 2/3, 3–15 [in Russian]. <https://doi.org/10.15407/knit2004.02.003>
23. Wang Y. D., Pi D. C., Zhang X. M., Shen X. H. (2015). Seismo-ionospheric precursory anomalies detection from DEMETER satellite data based on data mining. *Nat. Hazards*, **76**, 823–837 [in English]. doi: 10.1007/s11069-014-1519-3

Стаття надійшла до редакції 07.05.2024

Після доопрацювання 17.10.2024

Прийнято до друку 17.10.2024

Received 07.05.2024

Revised 17.10.2024

Accepted 17.10.2024

*В. О. Шувалов*¹, д-р техн. наук, зав. відділу, проф. Лауреат Державної премії України,
Лауреат премії ім. М. К. Янгеля Президії НАН України
ORCID: 0000-0002-6640-6041

E-mail: vashuvalov@ukr.net, Shuvalov.V.O@nas.gov.ua

*М. Б. Горев*¹, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

ORCID: 0000-0001-6739-5172

E-mail: gorev57@gmail.com

*Г. С. Кочубей*¹, наук. співроб.

ORCID: 0000-0001-9885-604X

E-mail: Kochubey.G.S@nas.gov.ua

*О. О. Левкович*², канд. фіз.-мат. наук, доцент кафедри

ORCID: 0000-0003-2303-8661

E-mail: levk.olga77@gmail.com

¹Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України

вул. Лешка-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

Український державний університет науки і технології

вул. Лазаряна 2, Дніпро, Україна, 49010

ПРО ІДЕНТИФІКАЦІЮ ПРОСТОРОВО-ЧАСОВОЇ ЛОКАЛІЗАЦІЇ ЗАРОДЖУВАНИХ ЗЕМЛЕТРУСІВ ЗА ЗОНДОВИМИ ВИМІРЮВАННЯМИ ПАРАМЕТРІВ ЗБУРЕНОЇ ІОНОСФЕРНОЇ ПЛАЗМИ НА КОСМІЧНИХ АПАРАТАХ

Наведено результати зондової діагностики локальних збурень в іоносферній плазмі *in-situ*. Результати представлено у вигляді просторово-часових розподілів температури і щільності заряджених частинок, виміряних електричними зондами на борту DEMETER (Франція), а також розподілів температури і щільності електронів і нейтральних частинок, виміряних зондом Ленгмюра і двоканальним зондом тиску на борту «Січ-2» (Україна). На прикладі інтерпретації вихідних сигналів електричних зондів на борту DEMETER (Франція), «Січ-2» (Україна) і CSES (Китай) встановлено, що максимуми в розподілах температури і щільності електронів і нейтральних частинок вздовж орбіти КА в іоносферній плазмі відповідають розташуванню епіцентрів землетрусів, що зароджуються на підсупутниковій трасі. Додатковим параметром, який підвищує точність локалізації епіцентрів, є швидкість зростання енергії електронів у іоносферній плазмі. Показано, що час релаксації максимумів температури електронів і нейтральних частинок в іоносферній плазмі визначає час до першого поштовху землетрусу, що зароджується на підсупутниковій трасі.

Ключові слова: землетрус, іоносферна плазма, наземний трек, електричний зонд, час температурної релаксації.

УДК 58.031:581.4

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.052>

Г. В. ШЕВЧЕНКО, старш. наук. співроб., д-р біол. наук

ORCID: 0000-0001-5826-025X

E-mail: galli.shevchenko@gmail.com

Інститут ботаніки ім. М. Г. Холодного Національної академії наук України
вул. Терещенківська 2, Київ, Україна, 01024

ВПЛИВ МОДЕЛЬОВАНОЇ МІКРОГРАВІТАЦІЇ НА ОРГАНІЗАЦІЮ ЦИТОСКЕЛЕТА КОРЕНІВ РОСЛИН *ARABIDOPSIS THALIANA*

Планування пілотованих космічних місій потребує тривалого вирощування різних видів рослин, і це робить необхідним виявлення впливу мікрогравітації на клітини коренів, оскільки від стану кореневої системи залежить живлення та орієнтація рослини. Аналіз функціонування білків цитоскелета в умовах модельованої мікрогравітації є суттєвим для розуміння механізмів швидкої системи реагування клітин на зовнішні стимули, яка притаманна рослинам. Досліджували організацію тубулінового компонента цитоскелета та механізми його регуляції асоційованими білками в умовах горизонтального кліностатування, яке змінює полярність клітин, усуває спрямовуючий вплив та мінімізує дію сили тяжіння. Експерименти показали, що повільне кліностатування здатне викликати механічний стрес, пов'язаний із значним зменшенням гравітаційного навантаження на бокові клітинні стінки. Це позначається на організації тубулінового цитоскелета — складної системи полімерних білків, функціями якої є забезпечення форми клітини, її сигнальних та ростових реакцій. А саме, виявлено часткове відхилення мікротрубочок від поперечної орієнтації у кортикальній площині клітин зони розтягу коренів *A.thaliana*. Вищевказане може бути результатом зниження експресії гена TUA6, який кодує структурну субодиницю полімерів мікротрубочок та гена CLASP, білок якого регулює організацію тубулінової мережі. Зниження експресії генів призводить до порушення як полімеризації мікротрубочок, так і їхнього з'єднання із цитоплазматичною мембраною, що візуально проявляється у частковій дезорієнтації окремих мікротрубочок в епідермальних клітинах та клітинах кори. Таким чином, зменшення гравітаційного навантаження від кліностатування на клітину усуває потребу у жорсткій мережі кортикального цитоскелета, та позначається на його частковій дезорганізації, яка, у свою чергу, призводить до дискоординації росту коренів рослин. Дослідження впливу цитоскелета на ростові особливості рослин в умовах мікрогравітації є внеском у розроблення технологій вирощування рослин для довготривалих космічних польотів.

Ключові слова: модельована мікрогравітація, цитоскелет, механічний стрес, кортикальні мікротрубочки, *Arabidopsis*.

ВСТУП

Сприйняття та реакція на зовнішні стимули вимагають від рослин швидкої перебудови клітинного метаболізму, спрямованої на підтримання росту та життєдіяльності у змінених умовах. Дослідження сигнальних шляхів та їхньої регуляції є вагомим внеском у розуміння механізмів пристосування рослинної клітини до варіабельності

навколишнього середовища. Одним із компонентів клітини, який опосередковує сприйняття рослинами навколишніх умов, є цитоскелет, складовою якого є мікротрубочки (МТ) — внутрішньо порожнисті трубки завтовшки 24 нм, сформовані полімерами з α - та δ -субодиниць тубуліну [4]. Специфічна для рослин надзвичайна динамічність цитоскелета визначається як

Цитування: Шевченко Г. В. Вплив модельованої мікрогравітації на організацію цитоскелета коренів рослин *Arabidopsis thaliana*. Космічна наука і технологія. 2024. 30, № 6 (151). С. 52—58. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.052>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

будовою самих МТ, так і активністю численних асоційованих білків, які регулюють просторове формування мережі цитоскелета, її сполучення із цитоплазматичною мембраною (ЦМ) та клітинною стінкою (КС) а також залучення у життєдіяльність клітини [10, 17], її поділ, ростові процеси, підтримання форми та сигнальні реакції від біотичних та абіотичних чинників [13]. Незважаючи на поширені дослідження цитоскелета рослин, пізнання його організації та регуляції потребує подальшого вивчення, що спонукає застосовувати нові методи і розробляти нові експериментальні підходи. Оскільки цитоскелет еволюційно сформувався у полі постійного гравітаційного впливу (1g) і виступає індикатором реакції рослинних клітин на зміну як полярності, так і сили тяжіння [1], широко досліджується організація та динаміка МТ у полі зміненої сили тяжіння — реальної мікрогравітації космічного польоту та модельованої в наземних експериментах [9, 18]. Незважаючи на виявлені зміни організації цитоскелета та його транскриптому, які пов'язують із пристосувальними реакціями рослин до мікрогравітації [12], багато питань впливу цього стимулу на цитоскелет залишаються дискусійними, наприклад полімеризація мікротрубочок. Відносно мало відомо про профайли генної експресії, пов'язаної із реорганізацією цитоскелета при мікрогравітації. Фармацевтичний підхід (використання інгібіторів полімеризації складових цитоскелета) дозволяє точніше виявити будову МТ а також їхню роль у ростових реакціях коренів на стрес. Окрім того, дія інгібіторів частково моделює зміну динаміки полімерів цитоскелета (переважання деполімеризації над полімеризацією).

Метою нашого дослідження було виявити зміни організації мікротрубочок кортикального шару клітин кореня та їхню регуляцію в умовах модельованої мікрогравітації. Для цього в умовах повільного клинонотатування досліджували ріст коренів проростків *Arabidopsis thaliana* та транскрипцію генів, які кодують один із ізотипів глобулярного тубуліну — білок TUA6, а також білок CLASP, який декорує кінці МТ, сприяє їхній організації та регулює просторове розташування у кортикальній площині клітини.

МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕНЬ

1. Матеріали. Об'єкт — 3-4-добові проростки *Arabidopsis thaliana* (лабораторна модельна рослина) клинонотували (1D-клинонотат з періодом 2 об/хв) впродовж двох діб при фотоперіоді 8/16 год та температурі 25 °C.

2. Інгібітор полімеризації цитоскелета. У ролі дезорганізатора мережі МТ застосовували оризалін (OR) (3,5-динітро-N4,N4-дипропіл-бензенсульфамід) — динітроаніліновий гербіцид, який зв'язується із тубуліном, упереджує полімеризацію МТ і перешкоджає полімеризації нових МТ на всіх стадіях мітотичного циклу. Оризалін використовували у концентрації 5 мкМ, при якій частково руйнувалася мережа МТ і пригнічувався ріст проростків *Arabidopsis*.

3. Дослідження організації тубулінових мікротрубочок. Для уточнення топографії МТ використовували трансформовані лінії *A. thaliana* (L.) Heynh екотипу Columbia-GFP-MAP4 (продукт злиття гена тубуліну, асоційованого із доменом гена тваринного білка MAP4, який зв'язується із мікротрубочками і гена зеленого флуоресцентного білка GFP (Green fluorescent protein). Корені 6-7-денних проростків аналізували на конфокальному лазерному сканувальному мікроскопі LSM5 Pascal (Zeiss, Німеччина) з числовою апертурою 20×, 40× і 60× і лінзами 1.25. Барвник FITC збуджували лазером 488 нм, а флуоресцентні зображення аналізували у довжинах хвиль 500...600 нм. Фотографували за допомогою програми конфокального мікроскопа та обробляли у програмі Image Browser LSM5 Pascal. Знімки переводили у формат png, jpg або tiff з роздільністю 300 пкл на дюйм.

4. Експресія генів цитоскелета TUA6 та CLASP. Близько близько 100 мкг коренів різних проростків подрібнювали у рідкому азоті та виділяли загальну РНК (~1 мкг), яку транскрибували у кодувальну ДНК. Експресію генів аналізували за допомогою кількісної полімеразної ланцюгової реакції (ПЛР) у реальному часі (RT-qPCR) з використанням термоциклера Biometra (Analytik Jena, Йена, Німеччина) у таких умовах: 15 с при 95 °C, 35 циклів по 1 хв при 94 °C, 1 хв при 58 °C і 1.5 хв при 72 °C, після чого 20 хв — при 72 °C. Реакції містили SYBR Green Master Mix (Roche

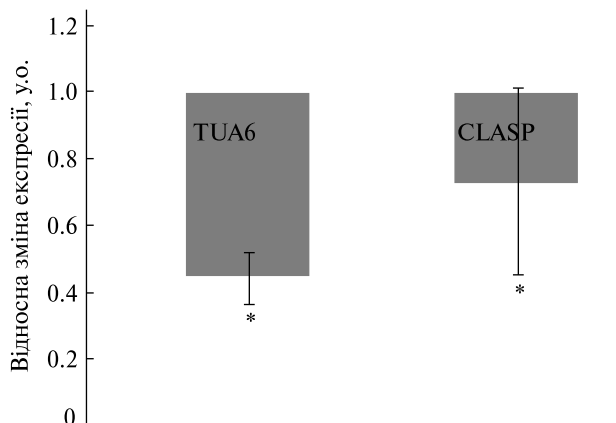


Рис. 1. Експресія генів *TUA6* та *CLASP* у клиноставованих проростках *Arabidopsis thaliana* (* — різниця між контрольними і експериментальними вибірками суттєва на рівні значущості $p < 0.05$)

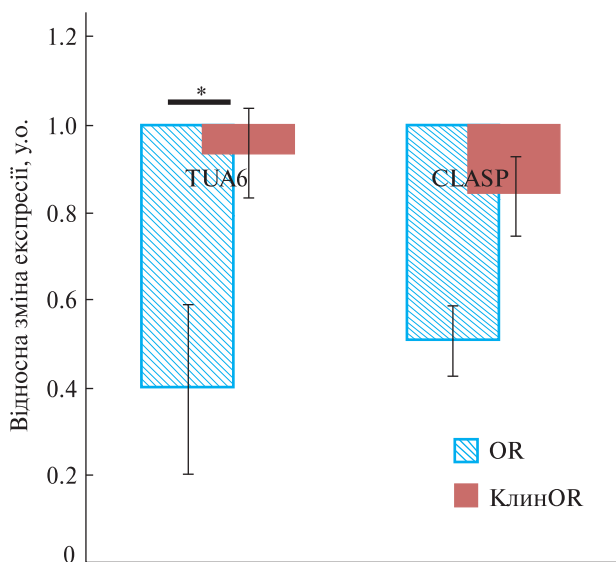


Рис. 2. Відносна зміна експресії генів *TUA6* та *CLASP* у не/клиноставованих проростках *Arabidopsis thaliana*, оброблених оризалином, (* — різниця між контрольними і експериментальними вибірками суттєва на рівні значущості $p < 0.05$)

Diagnostics Corporation). Досліджували та аналізували експресію генів *TUA6* (AT4G14960; прямий праймер: GTTCTGGTTCAGCCTGATGG; зворотний праймер: CCAGTCCGTACCTCGTCAAT) та *CLASP* (AT2G20190; прямий: CTGTTGAAAGGCTGCATCAA; зворотний: CGACAA-

CAGCAGGAACAAGA). Гени *SAND* (AT2G28390; прямий: AACTCTATGCAGCATTTGATCCACT; зворотний: TGATTGCATATCTTTATCGCCATC) та *S18* (AT2G03810 pre-ribosomal assembly protein; прямий: ATTCCTGGTCGGCATCGTTTA; зворотний: GCGAAAGCATTTGCCAAGG) використовували як внутрішній стандарт ДНК для нормалізації. Експресію для кожної проби розраховували на основі трьох технічних повторень через стандартну криву (яка враховує ефективність праймера). Розрахунок $2^{-\Delta\Delta C_T}$, згідно з роботою [11], використовували для визначення відносного рівня мРНК.

Для оцінки різниці між кожним набором заходів для кожного гена використовували тест непараметричної статистики Wilcoxon rank test (статистична програма PSPP (www.gnu.org)). В експериментах із обробкою зразків оризалином експресію генів порівнювали з експресією у контролі та при клиноставуванні. Відносна експресія генів вважалася зниженою/підвищеною, якщо вона відрізнялася щонайменше удвічі від такої у контролі.

РЕЗУЛЬТАТИ ТА ОБГОВОРЕННЯ

Дослідження експресії *TUA6* у клиноставованих рослин *A.thaliana* показали її зниження (рис. 1).

Слід зазначити, що ген *TUA6* кодує alpha-ізоформу тубуліну (TUBULIN ALPHA-6), яка експресується у вегетативних тканинах і піддається змінам у реальній мікрогравітації космічного польоту [8]. Зниження рівня експресії *TUA6* при клиноставуванні свідчить про зменшення кількості білкових складових даного ізо типу тубуліну, що може позначатися на полімеризації мікротрубочок. Встановлено, що МТ є полярними структурами, утвореними альфа-субодиницею тубуліну на повільно зростаючому мінус-кінці та бета-тубуліном на швидко зростаючому плюс-кінці полімеру. Мікротрубочки можуть самостійно виконувати сенсорну функцію, і їхні мономери тубуліну здатні спонтанно полімеризуватися *in vitro*, а подовження або вкорочення МТ залежить від реакції на різноманітні внутрішньоклітинні та зовнішні стимули [5, 7].

Експерименти показали, що експресія гена *CLASP* також знижується (рис. 1). Асоційований з

мікротрубочками білок CLASP (cytoplasmic linker associated protein), як відомо, регулює їхню динаміку, стабілізуючи швидкоростучі плюс-кінці, що сприяє організації мережі кортикальних МТ та підтриманню сталої форми клітини [3]. Не виключено, що зниження експресії *CLASP* є наслідком порушення полімеризації МТ, оскільки при цьому знижується потреба у функціональній взаємодії білка CLASP із мікротрубочками.

Той факт, що порушення полімеризації МТ може впливати як на експресію *TUA6*, так і *CLASP*, свідчать експерименти із оризаліном (OR) (рис. 2).

При застосуванні цього інгібітора полімеризації у цитоплазмі клітини з'являється певна кількість вільних глобулярних ізотипів тубуліну. Не виключено, що кількість глобулярного тубуліну у цитоплазмі може зворотно впливати на експресію як *TUA6*, так і *CLASP*.

Проте слід відмітити, що при клиноостатуванні застосування OR не впливало на експресію *TUA6* та *CLASP* (рис. 2), що вказує на те, що взаємозв'язок між станом МТ та експресією вказаних генів залежить від зниження гравітаційного навантаження. Точний механізм такої взаємодії залишається невідомим, але, вочевидь, зв'язок між організацією МТ та експресією *TUA6* та *CLASP* при клиноостатуванні регулюється відмінно від стаціонарного контролю.

Порушення полімеризації МТ при клиноостатуванні впливає на організацію кортикальної мережі МТ, спричиняючи її часткову дезорганізацію. Це доводять візуальні спостереження, які виявили дезорієнтацію окремих кМТ, а саме, їхнє відхилення від нормальної поперечної організації на кут, близький до 45° , приблизно у 10 % клітин коренів клиноостатованих проростків *A. thaliana* [16] на рівні меристеми та зони розтягу коренів (рис. 3). Не виключено, що рандомізація кМТ внаслідок порушення полімеризації призводить до появи окремих вільних МТ і роз'єднання пучків МТ. Все це розріджує мережу кМТ.

У свою чергу, спотворення мережі кМТ при клиноостатуванні призводить до зниження ростових параметрів коренів *A. thaliana*, які дорівнювали 75.4 ± 17.4 % [14, 15]. Це узгоджується із нашими спостереженням зміни темпів росту та

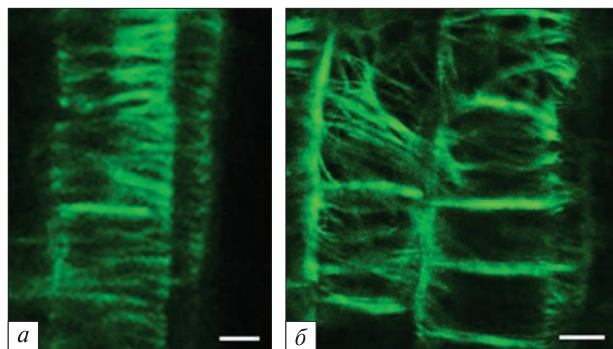


Рис. 3. Відхилення мікротрубочок від поперечної організації у клітинах кори пізньої меристеми коренів проростків *Arabidopsis thaliana* - GFP-MAP4 при клиноостатуванні (а — контроль, б — клиноостатування). Масштаб 10 мкм



Рис. 4. Схематичне зображення зменшеного навантаження на кортикальну область клітини і цитоскелет при клиноостатуванні (а — контроль, б — клиноостатування)

наявності рандомізованих кМТ у клітинах зони розтягу *Beta vulgaris* (червоний буряк) [2] та *Zea mays* (кукурудза).

Слід зазначити, що при застосованому типі горизонтального клиноостатування (1D) відбувається як переорієнтація самих рослин і клітин коренів, так і зняття спрямованого впливу гравітації. В результаті тиск протопласта (тургор) на цитоплазматичну мембрану і клітинну стінку мінімізується і гомогенізується (рис. 4).

Логічно припустити, що даний тип механічного стресу, який виникає від зменшеного навантаження на кортикальну область клітини [6], відчувається на рівні експресії генів — регуляторів організації кортикальної мережі МТ, яка

протидіє навантаженню. Зниження експресії генів структурних і асоційованих білків МТ, таких як TUA6 та CLASP, зменшує кількість відповідних білків, а отже, призводить до порушення полімеризації окремих мікротрубочок. Часткова дезорганізація мережі МТ, яка відбувається при цьому, пов'язана із зниженням потреби у жорсткому каркасі клітини. Оскільки одна із основних функцій цитоскелета — це забезпечення

ростових процесів, такі його перебудови призводять до зміни темпів росту кореня у цілому.

Аналіз реакції елементів цитоскелета на модельовану мікрогравітацію надає можливості визначити стресові умови росту для рослин і розробити заходи їхнього поліпшення, що є актуальним для створення біореєнеративних систем життєзабезпечення космонавтів у довгострокових космічних місіях та колонізації інших планет.

ЛІТЕРАТУРА

1. Кордюм Е. Л., Шевченко Г. В. Роль цитоскелета в гравичувствительности растительной клетки: экспериментальные данные и гипотезы. *Цитология и генетика*. 2003. **37**, № 2. С. 56—68.
2. Шевченко Г. В. Порівняльна організація тубулінових мікротрубочок у клітинах коренів *Zea mays* (Poaceae) та *Beta vulgaris* (Chenopodiaceae s. str. Amaranthaceae s. l.) під впливом клинотатування. *Укр. бот. журн.* 2021. **78**, № 6. С. 426—433. DOI.org/10.15407/ukrbotj78.06.426
3. Ambrose J. C., Shoji T., Kotzer A. M., Pighin J. A., Wasteneys G. O. The *Arabidopsis* CLASP gene encodes a microtubule-associated protein involved in cell expansion and division. *Plant Cell*. 2007. **19**. P. 2763—2775.
4. Brouhard G. J., Rice L. M. Microtubule dynamics: an interplay of biochemistry and mechanics. *Nat. Rev. Mol. Cell. Biol.* 2018. **19**, № 7. P. 451—463. DOI: 10.1038/s41580-018-0009-y
5. Elliott A., Shaw S. L. Update: plant cortical microtubule arrays. *Plant Physiol.* 2018. **176**. P. 94—105.
6. Ferranti F., DelBianco M., Pacelli C. Advantages and limitations of current microgravity platforms for space biology research. *Appl. Sci.* 2021. **11**, № 1. P. 68. DOI: 10.3390/app11010068
7. Hsiao A-S., Huang J-Y. Microtubule regulation in plants: from morphological development to stress adaptation. *Biomolecules*. 2023. **13**. P. 627. DOI:10.3390
8. Kato S., Murakami M., Saika R., Soga K., Wakabayashi K., Hashimoto H., Yano S., Matsumoto S., Kasahara H., Kamada M., Shimazu N., Hashimoto T., Hoson T. Suppression of cortical microtubule reorientation and stimulation of cell elongation in *Arabidopsis* hypocotyls under microgravity conditions in space. *Plants*. 2022. **11**, № 465. P. 1—12. DOI: 10.3390/plants11030465
9. Kiss J. Z., Wolverton Ch., Wyatt S. E., Hasenstein K. H., van Loon J. W. A. Comparison of microgravity analogs to spaceflight in studies of plant growth and development. *Front Plant Sci.* 2019. **10**, № 1577. DOI: 10.3389/fpls.2019.01577
10. Krtková J., Benáková M., Schwarzerová K. Multifunctional microtubule-associated proteins in plants. *Front Plant Sci.* 2016. **7**, № 474. DOI: 10.3389/fpls.2016.00474
11. Livak K. J., Schmittgen T. D. Analysis of relative gene expression data using real-time quantitative PCR and the 2DDCT method. *Methods*. 2001. **25**. P. 402—408. DOI:10.1006/meth.2001.1262
12. Manzano A. I., Carnero-Díaz E., Herranz R., Medina F-J. Recent transcriptomic studies to elucidate the plant adaptive response to spaceflight and to simulated space environments. *Science*. 2022. **25**: 1046872022.104687. DOI: 10.1016/j.isci
13. Pleskot R., Pejchar P., Staiger C. J., Potocký M. When fat is not bad: the regulation of actin dynamics by phospholipid signaling molecules. *Front Plant Sci.* 2014. **5**. DOI:10.3389/fpls.2014.00005
14. Shevchenko G., Kalinina Ya. M., Kordyum E. L. Interrelation between microtubules and microfilaments in the elongation zone of *Arabidopsis* root under clinorotation. *Adv. Space Res.* 2007. **39**. P. 1171—1175.
15. Shevchenko G., Kalinina Ya. M., Kordyum E. L. Role of cytoskeleton in gravisensing of the root elongation zone in *Arabidopsis thaliana* plants. *Cell. Biol. Int.* 2008. **32**. P. 560—562.
16. Shevchenko G., Krutovsky K. Mechanical stress effects on transcriptional regulation of genes encoding microtubule- and actin-associated proteins. *Physiol. Mol. Biol. Plants*. 2022. **28**, № 1. P. 17—30. DOI: 10.1007/s12298-021-01123-x
17. Struk S., Dhonukshe P. MAPs: cellular navigators for microtubule array orientations in *Arabidopsis*. *Plant Cell. Rep.* 2014. **33**. P. 1—21. DOI: 10.1007/s00299-013-1486-2
18. Wang H., Li X., Krause L., Gorog M., Schuler O., Hauslage J., Hemmersbach R., Kircher S., Lasok H., Haser T., Rapp K., Schmidt J., Yu X., Pasternak T., Aubry-Hivet D., Tietz O., Dovzhenko A., Palme K., Ditegou F. A. 2-D clinostat for simulated microgravity experiments with *Arabidopsis* seedlings. *Micrograv. Sci. Tech.* 2015. DOI: 10.1007/s12217-015-9478-1

REFERENCES

1. Kordyum E. L., Shevchenko G. V. (2003). A role of cytoskeleton in gravisensitivity of a plant cell: experimental data and hypotheses. *Cytology and genetics*, **37**, № 2, 56—68.
2. Shevchenko G. V. (2021). Comparative organization of tubulin microtubules in root cells of *Zea mays* (Poaceae) and *Beta vulgaris* (Chenopodiaceae s. str. / Amaranthaceae s. l.) under the influence of clinorotation. *Ukr. Bot. J.*, **78**, № 6, 426—433. DOI.org/10.15407/ukrbotj78.06.426
3. Ambrose J. C., Shoji T., Kotzer A. M., Pighin J. A., Wasteneys G. O. (2007). The *Arabidopsis CLASP* gene encodes a microtubule-associated protein involved in cell expansion and division. *Plant Cell*, **19**, 2763—2775.
4. Brouhard G. J., Rice L. M. (2018). Microtubule dynamics: an interplay of biochemistry and mechanics. *Nat. Rev. Mol. Cell. Biol.*, **19**, № 7, 451—463. DOI: 10.1038/s41580-018-0009-y
5. Elliott A., Shaw S. L. (2018). Update: plant cortical microtubule arrays. *Plant Physiol.*, **176**, 94—105.
6. Ferranti F., DelBianco M., Pacelli C. (2021). Advantages and limitations of current microgravity platforms for space biology research. *Appl. Sci.*, **11**, № 1, 68. DOI: 10.3390/app11010068
7. Hsiao A-S., Huang J-Y. (2023). Microtubule regulation in plants: from morphological development to stress adaptation. *Biomolecules*, **13**, 627. DOI:10.3390
8. Kato S., Murakami M., Saika R., Soga K., Wakabayashi K., Hashimoto H., Yano S., Matsumoto S., Kasahara H., Kamada M., Shimazu N., Hashimoto T., Hoson T. (2022). Suppression of cortical microtubule reorientation and stimulation of cell elongation in *Arabidopsis* hypocotyls under microgravity conditions in space. *Plants*, **11**, № 465, 1—12. DOI: 10.3390/plants11030465
9. Kiss J. Z., Wolverton Ch., Wyatt S. E., Hasenstein K. H., van Loon J. W. A. (2019). Comparison of microgravity analogs to spaceflight in studies of plant growth and development. *Front Plant Sci.*, **10**, № 1577. DOI: 10.3389/fpls.2019.01577
10. Krtková J., Benáková M., Schwarzerová K. (2016). Multifunctional microtubule-associated proteins in plants. *Front Plant Sci.*, **7**, № 474. DOI: 10.3389/fpls.2016.00474.
11. Livak K. J., Schmittgen T. D. (2001). Analysis of relative gene expression data using real-time quantitative PCR and the 2DDCT method. *Methods*, **25**, 402—408. DOI:10.1006/meth.2001.1262
12. Manzano A. I., Carnero-Diaz E., Herranz R., Medina F-J. (2022). Recent transcriptomic studies to elucidate the plant adaptive response to spaceflight and to simulated space environments. *Science*, **25**: 1046872022.104687. DOI: 10.1016/j.isci
13. Pleskot R., Pejchar P., Staiger C. J., Potocký M. (2014). When fat is not bad: the regulation of actin dynamics by phospholipid signaling molecules. *Front Plant Sci.*, **5**: 5. DOI:10.3389/fpls.2014.00005
14. Shevchenko G., Kalinina Ya. M., Kordyum E. L. (2007). Interrelation between microtubules and microfilaments in the elongation zone of *Arabidopsis* root under clinorotation. *Adv. Space Res.*, **39**, 1171—1175.
15. Shevchenko G., Kalinina Ya. M., Kordyum E. L. (2008). Role of cytoskeleton in gravisensing of the root elongation zone in *Arabidopsis thaliana* plants. *Cell. Biol. Int.*, **32**, 560—562.
16. Shevchenko G., Krutovsky K. (2022). Mechanical stress effects on transcriptional regulation of genes encoding microtubule- and actin-associated proteins. *Physiol. Mol. Biol. Plants*, **28**, № 1, 17—30. DOI: 10.1007/s12298-021-01123-x
17. Struk S. and Dhonukshe P. (2014). MAPs: cellular navigators for microtubule array orientations in *Arabidopsis*. *Plant Cell. Rep.*, **33**, 1—21. DOI: 10.1007/s00299-013-1486-2
18. Wang H., Li X., Krause L., Gorog M., Schuler O., Hauslage J., Hemmersbach R., Kircher S., Lasok H., Haser T., Rapp K., Schmidt J., Yu X., Pasternak T., Aubry-Hivet D., Tietz O., Dovzhenko A., Palme K., Ditegou F. A. (2015). 2-D clinostat for simulated microgravity experiments with *Arabidopsis* seedlings. *Micrograv. Sci. Tech.* DOI: 10.1007/s12217-015-9478-1

Стаття надійшла до редакції 19.06.2024

Після доопрацювання 19.06.2024

Прийнято до друку 23.07.2024

Received 19.06.2024

Revised 19.06.2024

Accepted 23.07.2024

G. Shevchenko, Senior Scientific Researcher, Doctor of Biological Sciences

ORCID:0000-0001-5826-025X

E-mail: galli.shevchenko@gmail.com

M. G. Kholodny Institute of Botany, National Academy of Sciences of Ukraine

2, Tereshchenkivska Str., Kyiv, 01024 Ukraine

MODELED MICROGRAVITY IMPACT ON THE CYTOSKELETON ORGANIZATION IN *ARABIDOPSIS THALIANA* ROOT CELLS

Planning manned space missions requires long-term cultivation of various types of plants, and this necessitates the detection of microgravity's impact on root cells since the nutrition and orientation of plants depend upon the state of the root system. Analysis of how cytoskeleton proteins function in simulated microgravity is essential for understanding the mechanisms of rapid cell response to external stimuli, which is inherent in plants. The organization of the tubulin component of the cytoskeleton and the mechanisms of its regulation by associated proteins were studied under the conditions of horizontal clinorotation, which changes cell polarity, eliminates directional influence, and minimizes the gravity effect. Experiments have shown that slow clinorotation causes mechanical stress associated with a significant decrease in the gravitational load on the side cell walls. This affects the organization of the tubulin cytoskeleton — a complex system of polymeric proteins whose functions are to ensure the shape of the cell, cell signaling and growth. Namely, a partial deviation of cortical microtubules from the transverse orientation in the cell of the *A.thaliana* root elongation zone was revealed. The above may be the result of a decrease in the expression of the *TUA6* gene, which encodes the structural subunit of microtubule polymers, and the *CLASP* gene, whose protein regulates the organization of the microtubule network. A decrease in gene expression leads to the alteration of both the polymerization of microtubules and their connection with the cytoplasmic membrane, which is visually manifested in partial disorientation of individual microtubules in epidermal and cortical cells. Thus, the reduction of the gravitational load from clinorotation on the cell eliminates the need for a rigid network of the cortical cytoskeleton and affects its partial disorganization, which, in turn, leads to the discoordination of plant root growth. Investigation of the cytoskeleton influence on the growth characteristics of plants in microgravity essentially contributes to the development of plant growth technologies for long-term space flights.

Keywords: modeled microgravity, cytoskeleton, mechanical stress, cortical microtubules, *Arabidopsis*.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.059>
UDC 524.337, 524.337.2

K. I. ALISHEVA, Cand. Sci. in Phys. and Math., Associate Professor, Head of the Department of Astrophysics

E-mail: kamalaalisheva@bsu.edu.az

Kh. M. MIKAILOV, Ph.D, Associate Professor

E-mail: mikailov.kh@gmail.com

B. N. RUSTAMOV, Cand. Sci. in Phys. and Math., Associate Professor

A. S. MUSTAFIN, master student

A. H. ALILI, Ph.D student

Baku State University, Department of Astrophysics

23, Z. Khalilov Str., Baku, 1148, Azerbaijan

INVESTIGATION OF NOVA PER 2020 (V1112 PER)

In the paper, the evolution of the spectra of the classic Nova Per 2020 (V1112 Per) is described based on the spectra from databases ARAS ($R = 9000\text{--}11000$). The discussed spectra cover the period of the outburst. The comparative analysis results on the behavior of the profiles of the selected lines (H_{α} , H_{β} , He I λ 587.6 nm, Na I D, and Fe II) with changes in the star's brightness during the outburst are presented. Using the diffuse interstellar bands (DIBs) at $\lambda\lambda$ 578, 579.7, and 661.4 nm, visible in the high-resolution spectra, their equivalent widths were measured ($W = 0.0402$ for the λ 578 nm lines, $W = 0.0140$ for λ 579.7 nm, and $W = 0.021$ for the λ 661.4 nm), the interstellar extinction, the star magnitude $M_V = -8.03^m$, and the distance $d = 4.5$ kps to Nova Per 2020 were estimated. Based on the photometric data of the star, it was established that the light curve of the star belongs to the D class of light curves. From the spectrum of the star, it was found that Nova Per 2020 belongs to the classical Fe II type Nova.

Keywords: stars: novae, cataclysmic variables — stars: individual: Nova Per 2020 — techniques: spectroscopic — line: identification.

INTRODUCTION

Nova Per 2020 (V1112 Per) was discovered by Seiji Ueda on November 25, 2020 [18] in images taken with a Cannon EOS 6D digital camera. Munari U. et al. [10] obtained a low-resolution spectrum and classified this object as a Nova. Photometry of the object showed that $V = 10.331$, $B - V = +0.658$, $V - R = 0.482$, and $V - I = 0.947$. Munari U. et al. [11] continued to study this object and obtained low- and high-resolution band spectra in the wavelength range from $\lambda\lambda$ 330 nm to 800 nm. On November 26.813, the Balmer, He I, N II(3), and O I lines showed P Cyg profiles. The next night, in the spectra

taken on November 27.703, the He I and N I lines disappeared, and various multiplets of the Fe II line showing P Cyg profiles were found. Also, Munari U. et al. measured the observed interstellar Na I doublet lines and K I λ 769.9 nm lines. They showed that the small value of the equivalent widths (0.0197 nm) indicates the optically thin conditions and corresponds to $E(B - V) = 0.77$. For the Diffuse Interstellar Band line (DIB) (λ 661.4 nm), the value of the equivalent width (0.0186 nm) corresponds to $E(B - V) = 0.82$.

On November 28, 2020 S. Borthakur et al. [3] confirmed the spectral data of Munari et al. After taking spectra on November 26 and 27, they classified this

Цитування: Alisheva K. I., Mikailov Kh. M., Rustamov B. N., Alili A. H. Investigation of Nova Per 2020 (V1112 Per). *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 6 (151). P. 59—66. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.059>

© Publisher PH «Akademperiodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

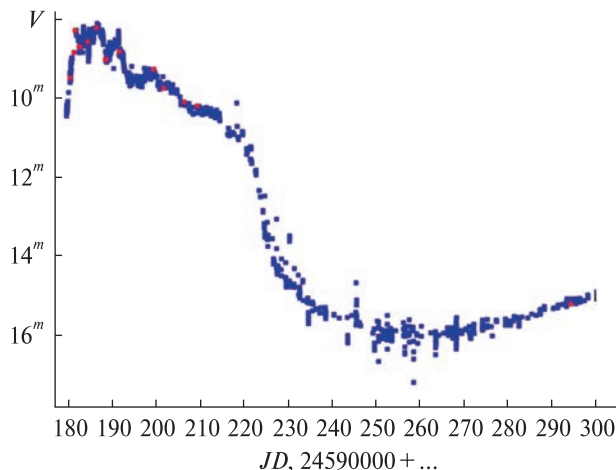


Figure 1. Light curve of Nova Per 2020. The red dots approximately correspond to the dates of the chosen spectral observation

Nova as a classical Fe I type Nova. Chochol D. et al. [4] obtained spectra of the Nova on December 1 and 2, 2020 and also found, in addition to the Fe II lines, H_{α} and H_{β} emission lines with slow and fast absorption components. Banerjee D. P. K. et al. [2] reported spectroscopic changes in the near-infrared spectrum of the star Nova Per 2020, obtained on December 6, 2020, covering wavelengths from 700 to 2500 nm. This spectrum appeared to be a typical spectrum of the Fe II type Nova, showing lines of the C I, H I, O I, and Na I type. Banerjee D. P. K. et al. [1] continued infrared photometric observations of Nova Per 2020 on January 15, 2021. They confirmed the beginning of dust formation (dust generation) in the Nova.

The goal of this work was to study the evolution of the spectra of the Nova, taken from the ARAS database at the moments of the beginning of the outburst (emission), the post-maximum, and the beginning of dust formation (dust generation) in the time interval from 2020-11-26 to 2021-03-20.

PHOTOMETRY

To track the evolution of a star's spectrum and determine its absolute magnitude, photometric data are conventionally used. Photometric data for Nova Per 2020 (V1112 Per) were taken from the AAVSO database (<https://www.aavso.org/LCGv2>), and the light curve was plotted in the V-filter (Figure 1). The mo-

ment of maximum brightness corresponding to the date 2020-12-02 (0^d) was taken as the zero-reference point. Object studies cover dates from the pre-maximum, maximum, post-maximum outburst, and dust formation (dust generation) of Nova Per 2020.

Classical novae can be divided by photometric type into fast and slow novae [19]. The classification typically depends on the time interval within which a nova fades by 2 or 3 magnitudes (t_2 , t_3) relative to its maximum brightness. Fast super-Eddington novae ($t_2 < 13$, $t_3 < 30$ days) have smooth light curves with well-defined maximums. Slow Eddington novae ($t_2 > 13$, $t_3 > 30$ days) have structured light curves, and many of them are stagnant at maximum and late stages of dust formation. In our case, for t_2 and t_3 , we determined $t_2 = 19.84^d$ and $t_3 = 33.7^d$. Therefore, this nova (Nova Per 2020) can be attributed to the slow Eddington novae.

From the shape of the light curves of the novae, one can obtain essential information about the physical processes during the outburst. Strope, Schaefer and Henden [15] classified Galactic novae based on the light-curve shapes into smooth (S), plateau (P), dust dip (D), cusp (C), oscillations (O), flat-topped (F), and jitter (J). In addition to classifications based on the outburst properties, these systems can also be classified via the evolutionary state of the donor star [6] into main sequence, sub-giant, or red giant star novae.

It was established that the light curve of Nova Per 2020 belongs to the dust dip (D) class. Therefore, considering the formula of Ozdonmez A. et al. [13] for the D-class light curves, the absolute magnitude was calculated:

$$M_V = -11.3(\pm 0.7) + 2.4(\pm 0.4)\log t_2,$$

$$M_V = -13.1(\pm 1.2) + 3.3(\pm 0.7)\log t_3.$$

For t_2 , its estimate was $M_V = -8.19$, and, for t_3 , it was estimated as $M_V = -8.06$.

The classical slow Nova Per 2020 belongs to the Fe type (we will discuss below the belonging to the Fe-type Nova). From the formula of Ozdonmez A. et al. [13] for Fe-type Novae

$$M_V = -10.7(\pm 0.3) + 2.1(\pm 0.2)\log t_2,$$

$$M_V = -11.7(\pm 0.5) + 2.4(\pm 0.3)\log t_3$$

we obtain

$$M_V = -7.98 \text{ (by } t_2),$$

$$M_V = -8.03 \text{ (by } t_3).$$

SPECTROSCOPY

Observations and processing. Nova Per 2020 (V1112 Per) was observed from November 25, 2020 to January 15, 2021 by different observers. Spectra of Nova Per 2020 (V1112 Per) uploaded to the ARAS database (<https://aras-database.github.io/database/novaper2020.html>) cover the time period from 2020-11-25 to 2021-03-20. We have chosen high-resolution spectra to reveal the structure of the profiles of various lines. The data on the selected spectra are shown in Table 1.

Further processing of the spectra was conducted using the Dech 30 software package (<http://www.gazinur.com/DECH-software.html>).

Figure 2 shows the general view of the chosen spectra, owing to which one can observe the evolution of various lines. Almost all lines (except H_α) showed P Cyg profiles at the beginning of the observation. The Balmer and He I lines ($\lambda\lambda$ 587.563, 667.815 nm) were clearly visible, as well as the lines of iron Fe II(42) ($\lambda\lambda$ 492.3921, 501.8434, 516.9030 nm) were also observed, which were noticeable from the very beginning. This gives us a reason to classify this star as a classical Fe II-type Nova. Starting from 2020-11-30 (-2^d), the emission component began to increase, and slow (narrow) and fast (wide, broad) absorption components appeared. At 2020-12-15 ($+13^d$), the slow emission component disappeared. At 2021-03-20 ($+108^d$), the Fe II(42) l 516.903 nm line was not observed. Another Fe II multiplet (74) λ 614.7735 nm showed a similar profile evolution. Starting from 2020-11-28 (-4^d), the N I(3) $\lambda\lambda$

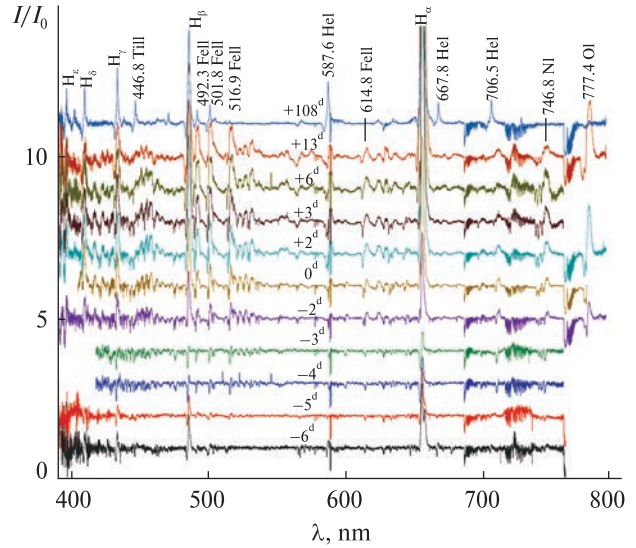


Figure 2. Spectra of Nova Per 2020

742.363, 744.229, and 746.831 nm lines were also observed in absorption, and from 2020-11-30 (-2^d), an emission component also appeared. On 2021-03-20 ($+108^d$), the N I(3) lines disappeared. Also, in the spectrum of Nova, oxygen lines O I(1) λ 777.4 nm had been observed, which were no longer observed on 2021-03-20 ($+108^d$). On 2021-03-20, the He I(10) λ 706.5188 nm and He I(46) λ 667.815 nm lines were clearly visible. For a more detailed analysis, we considered several selected H_α , H_β , He I λ 587.6 nm, Na I, and Fe II lines.

H_α line. Figure 3 shows the H_α line profile. As can be seen from the figure, at the beginning of the observation on 2020-11-26 (-6^d), the H_α line shows a pro-

Table 1. The data on the selected spectra

Date	JD	Resolution	λ , nm	Exposition time, s
2020-11-26	2459180.498	11000	393–760.4	7217
2020-11-27	2459181.427	11000	390–760.7	12030
2020-11-28	2459182.498	11000	418.6–759	6040
2020-11-29	2459182.577	11000	418.6–759	6039
2020-11-30	2459184.362	9500	387.5–886.9	19610
2020-12-02	2459186.382	9500	405.2–776.1	18039
2020-12-04	2459188.393	9500	386–887.5	18068
2020-12-05	2459188.584	11000	391.5–759	6039
2020-12-08	2459192.414	11000	391.5–759	7886
2020-12-15	2459199.494	11000	391.5–759	6039
2021-03-20	2459294.334	9500	373.9–893.8	5439

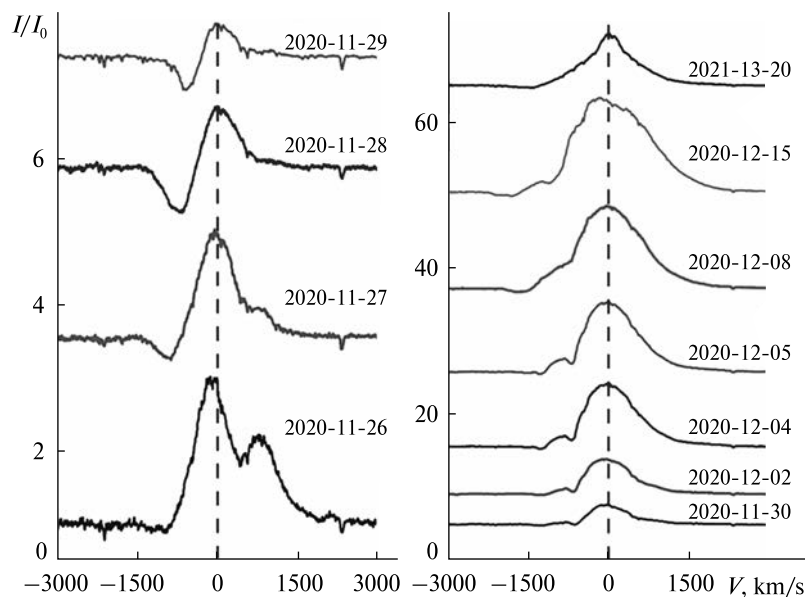


Figure 3. Evolution of H_{α} line

file with 2 emission components (radial velocities -104 and $+774$ km/s). The next day, 2020-11-27 (-5^d), the P Cyg profile appeared, and the absorption component showed a radial velocity of -916 km/s. The red emission component weakened and disappeared on 2020-11-28 (-4^d). On 2020-11-29 (-3^d), the H_{α} line showed a P Cyg profile with strong absorption components, also observed on 2020-11-29 (-3^d). The radial velocities of the absorption components were equal to -737 km/s and -646 km/s, respectively. On 2020-11-30 (-2^d), the line profile changed highly, the emission profile enhanced, and 2-component (slow and fast) absorption arose with radial velocities equal to -650 km/s and -1295 km/s, respectively. In the spectrum on 2020-12-08 ($+6^d$), the slow component disappeared, and the velocity of the fast component reached -1730 km/s. On 2020-12-15 ($+13^d$), the line showed 2 absorption components with radial velocities of -1140 km/s and -1930 km/s. On 2021-03-20 ($+108^d$), in the H_{α} line, along with a strong R component emission, a weak violet V component arose, radial velocities for the R components are $RV = -12.47$ km/s, absorption — $RV = -1540$ km/s, violet emission — $RV = -2540$ km/s.

H_{β} line. As can be seen from Figure 4, the H_{β} line profile, except for some dates, shows a profile similar to the H_{α} line profile. At the beginning of the obser-

vation on 2020-11-26 (-6^d), and up to, unlike the H_{α} line, the H_{β} shows a P Cyg profile (the radial velocity of emission -7 km/s, the absorption -870 km/s). Until 2020-11-29 (-3^d), a similar profile is observed, the radial velocities are equal to -737 km/s and -560 km/s, respectively. Since 2020-11-30 (-2^d), the profile has changed significantly, the emission component has increased, and a 2-component absorption has appeared. The radial velocities are -657 km/s and -1232 km/s, respectively. In the spectrum for 2020-12-08 ($+6^d$), the narrow slow component has disappeared, and the fast wide component shows a radial velocity of -1655 km/s. On 2020-12-15 ($+13^d$), two absorption components of -1113 km/s and -1744 km/s are observed. On 2021-03-20 ($+108^d$), in the H_{β} line, along with the strong emission of the R component, a weak violet V component appeared for the R component $RV = -2.9$ km/s, for absorption $RV = -1428.6$ km/s, the radial velocity of the violet component $RV = -3162$ km/s.

He I λ 587.6 nm line. The area of He I λ 587.6 nm and Na I is given in Figure 5. As can be seen from Figure 5 at the beginning of the observation on 2020-11-26 (-6^d), the He I λ 587.6 nm line shows a P Cyg profile. The He I(46) λ 667.8 nm line shows a similar structure (see Figure 5), the velocity of the absorption component is $RV = -497$ km/s, and the

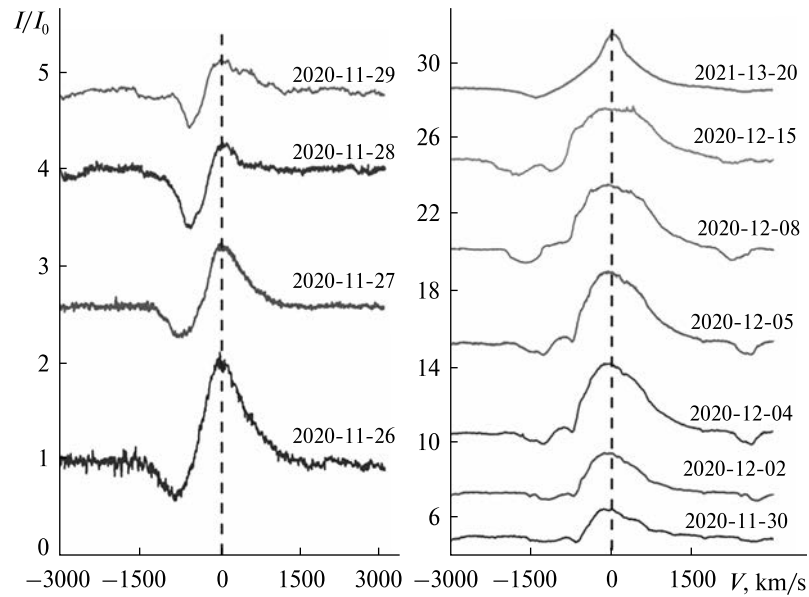


Figure 4. Evolution of H β line

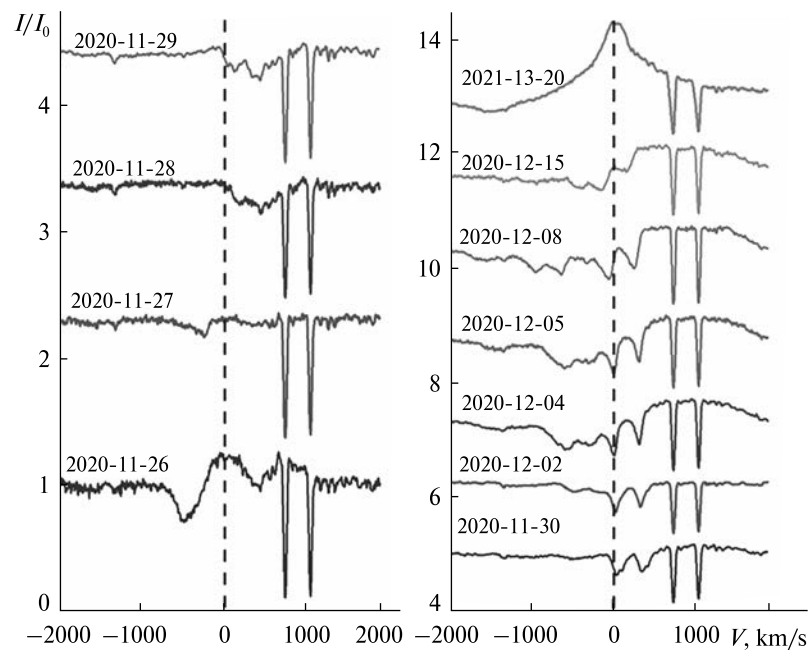


Figure 5. Evolution of He I and Na I lines (the intensity shifted by 1 unit along the OY-axis)

emission component $RV = 11.5$ km/s. The line He I λ 587.6 nm begins to disappear with increasing brightness and is hardly observed on 2020-11-27 (-5^d). On the dates 2020-11-28 and 29, it completely

disappears and appears only on 2020-11-30 (-2^d). The P Cyg profile with the wide emission component begins to be observed with decreasing brightness. On 2021-03-20 ($+108^d$), a narrow central emission and

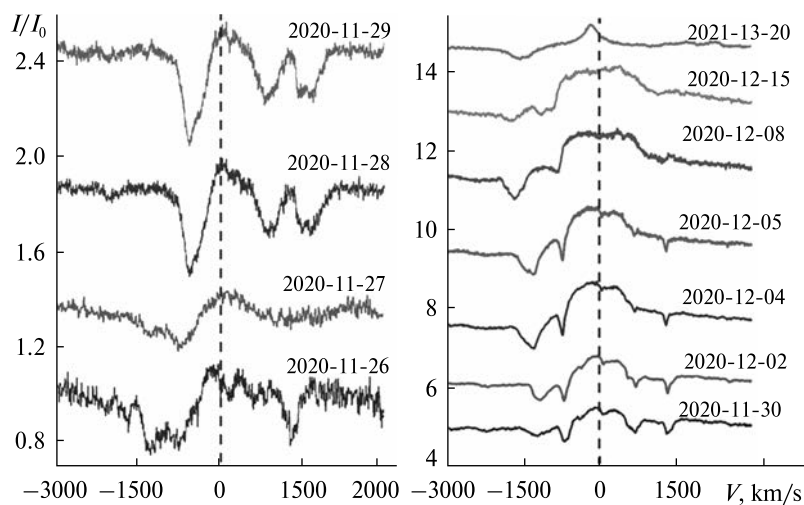


Figure 6. Evolution of Fe II (λ 501.8 nm) line

a wide absorption are observed, the radial velocities are $RV = 0$ km/s and $RV = -1492$ km/s, respectively.

Na I (D1, D2) line. At the beginning of the observation, the Na I line is observed as a narrow absorption, inherent only to the interstellar medium ($RV = -6, -9$ km/s). A wide absorption in the shortwave part of the Na I doublet line is observed on 2020-11-28/29. It is possible that this Na I line belongs to the star itself (the resolution makes accurate identification difficult). However, starting from 2020-11-30 (-2^d), Na I stellar lines are clearly visible. At the same time, weak absorption components are visible on the red side of the Na I line, which most likely belongs to the stellar wind. Each doublet line shows a double component, radial velocities D2(weak) $RV = -632$ km/s, D2(strong) $RV = -690$ km/s; D1(weak) $RV = -626.5$ km/s, D1(strong) $RV = -687.6$ km/s. On 2020-12-02 (0^d), the weak component of the doublet is not observed, but another broad high-velocity component begins to be observed. Radial velocities, respectively, are D2(1) $RV = -686$ km/s, D2(2) $RV = -1167$ km/s; D1(1) $RV = -688.2$ km/s, D1(2) $RV = -1168$ km/s. This Na I doublet structure is observed until 2020-12-15 ($+13^d$). It can be seen from Figure 5 that Na I stellar lines were not observed on 20-03-2021 ($+108^d$).

Fe II (λ 501.8 nm) line. Six days before the maximum, a P Cyg profile was observed (Figure 6): a weak emission component and a double absorption

component with radial velocities of -782 km/h and -1276 km/h, respectively. The next day, the same profile remained with radial velocities of -734 km/h and -1307 km/h, respectively.

On 2020-11-28, the absorption turned into a single component with a radial velocity of -566 km/h. On this date, two unknown absorption lines were also observed. On 2020-11-29, a weak single component P Cyg profile (absorption) was observed as of the 28th date. On 2020-11-30, emissions increased, and absorption became two-component -667.2 km/h and 1218.8 km/h. On 2020-12-02, a similar pattern was observed, but the radial velocities became -693.5 km/h and 1165.1 km/h. Until 2020-12-08, the radial velocities changed, and the absorption velocity became 1656.4 km/h. On 2020-12-15, two absorption components were observed: -1150 km/h of the first and -1719.0 of the second absorption component. Data on 2020-03-20 show an absorption profile, a radial velocity of -1543 km/h, and an emission component of -164.7 km/h.

Diffuse interstellar bands (DIBs). DIBs are absorption features observed in the spectra of astronomical objects in the Milky Way and other galaxies. They are caused by the light absorption of the interstellar medium. Currently, about 500 bands are visible in the ultraviolet, visible, and infrared wavelengths. In the optical band, we can observe lines (DIBs) with wavelengths of $\lambda\lambda$ 443, 496.4, 578, 579.7, 585, 619.6,

620.3, 627, 628.4, 637.9, 661.4, 666, and 722.4 nm. In the spectra we studied, the DIBs lines $\lambda\lambda$ 578, 579.7, and 661.4 nm are clearly visible. Their equivalent widths were measured: $W = 0.0402$ nm for the line λ 578 nm, $W = 0.0140$ nm for λ 579.7 nm, $W = 0.021$ nm for the line λ 661.4 nm.

For the lines λ 578 nm and λ 579.7 nm, respectively:

- According to the Friedman formula $EW = 0.51E(B - V)$, we got $E(B - V)_{578} = 0.78$, and according to Yuan $EW = 0.61E(B - V)$, we got $E(B - V)_{578} = 0.66$.

- According to Krelowski [8], $E(B - V)_{578} = 0.766$, $E(B - V)_{579.7} = 0.94$.

- According to Zamanov [20], $E(B - V)_{578} = 0.933$, $E(B - V)_{579.7} = 1.14$.

DIB lines represent the valuable tool for estimating reddening (as well as distance), in particular, for these Novae that experience the most interstellar absorption. As in the region of λ 661.4 nm, DIBs have almost no telluric lines, and this makes it possible to estimate their equivalent widths more accurately, according to [9]:

$$E(B - V) = 4.40 \cdot EW(661.4) = 0.924.$$

According to Krylovski's $EW = 0.61E(B - V)$, we got $E(B - V) = 0.87$. According to Zamanov $E(B - V) = 0.99$. Thus, for $E(B - V)$, the optimal value for all lines can be taken as 0.965.

Considering the interstellar absorption $A_v = 3.1 \cdot E(B - V)$, $A_v = 2.9915$, using the following formula, the distance was calculated as:

$$d = 10^{0.2(m - M + 5 - A_v)}.$$

For the maximum brightness value, we found $m = 8.205$.

For D type

At $M_v = -8.19$, $d = 4.79$ kpc

At $M_v = -8.06$, $d = 4.52$ kpc

For Fe type

$M_v = -7.98$, $d = 4.35$ kpc

$M_v = -8.03$, $d = 4.45$ kpc.

SUMMARY

In this paper, the evolution of various spectral lines of Nova Per 2020 was examined using spectra taken from the ARAS database, as well as photometric data from the AAVSO. Based on the photometric data of the star, it was revealed that the light curve of the star belongs to the D class of light curves. From the spectrum of the star, it was established that Nova Per 2020 belongs to the classical Fe II type novae. The distance to the star was calculated from the DIBs lines. Using calculation methods of different authors, $d = 4.5$ kpc was found.

Acknowledgements. We acknowledge the anonymous referee for helpful comments on this paper. This research used the International Variable Star Index (VSX) database, operated at AAVSO, and the Astronomical Ring for Amateur Spectroscopy (ARAS) database. We are grateful to observers from around the world for providing observations of variable stars from the AAVSO International Database that were used in this research.

REFERENCES

1. Banerjee D. P. K., Joshi Vishal, Anupama G. C., et al. (2021). Dust formation in V1112 Per (Nova Per 2020). *The Astronomer's Telegram*, No. 14338.
2. Banerjee D. P. K., Shahbandeh M., Woodward C. E., et al. (2020). Near-infrared spectroscopy of V1112 Per (Nova Per 2020). *The Astronomer's Telegram*, No. 14256.
3. Borthakur Sandipan, Kumar Vipin, Joshi Vishal, et al. (2020). "Reverse hybrid" behavior of Nova Per 2020 = TCP J04291888 + 4354233. *The Astronomer's Telegram*, No. 14230.
4. Chochol D., Hambalek L., Komzik R., et al. (2020). Post-maximum spectroscopy of the classical Nova V1112 Per (Nova Per 2020). *The Astronomer's Telegram*, No. 14243.
5. Cohen J. G. (1985). Nova shells. II. Calibration of the distance scale using Novae. *Astrophys. J.*, **292**, 90–103.
6. Darnley M. J., Ribeiro V. A. R. M., Bode M. F., et al. (2012). On the progenitors of Galactic Novae. *Astrophys. J.*, **746**, No. 1, 61–71.
7. Downes R. A., Duerbeck H. W. (2007). Optical imaging of Nova shells and the maximum magnitude - rate of decline relationship. *Astron. J.*, **120**, No. 4, 2000–2037.
8. Krelowski J., Galazutdinov G., Godunova V., et al. (2019). On the relation between interstellar spectral features and reddening. *Acta Astron.*, **69**, No. 2, 159–175.

9. Munari U. (2014). On some aspects of optical observations of Novae. *ASPC*, **490**, 183.
10. Munari U., Castellani F., Dallaporta S., Andreoli V. (2020). Classification of TCP J04291884+4354232 as a Classical Nova. *The Astronomer's Telegram*, No. 14224.
11. Munari U., Ochner P., Valisa P., et al. (2020). Rapid evolution of Nova Per 2020 on the rise toward optical maximum. *The Astronomer's Telegram*, No. 14229.
12. Munari U., Zwitter T. (1997). Equivalent width of Na I and K I lines and reddening. *Astron. and Astrophys.*, **318**, 269–274.
13. Özdönmez A., Ege E., Güver T., Ak T. (2018). The distances to Novae as seen by Gaia. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **481**, No. 3, 3033–3051.
14. Puspitarini L., Lallement R., Chen H.-C., et al. (2013). Automated measurements of diffuse interstellar bands in early-type star spectra. *Astron. and Astrophys.*, **555**, A.25.
15. Schmidt R. E. (2021). The Photometric Period of V1112 Persei (Nova Per 2020). *J. Association of Variable Star Observers*, **49**, No. 1, 99.
16. Strope R. J., Schaefer B. E., Henden A. A. (2010). Catalog of 93 Nova light curves: classification and properties. *Astron. J.*, **140**, 34–62.
17. Thomas N., Ziegler K., Liu P. (2021). High Cadence Millimagnitude Photometric Observations of V1112 Persei (Nova Per 2020). *J. Association of Variable Star Observers*, **49**, No. 2, 151.
18. Waagen E. O. (2020). Nova in Perseus: N Per 2020 = TCP J04291884+4354232 = TCP J04291888+4354233 AAVSO. *Alert Notice*, 726.
19. Williams R. E. (1992). The formation of Novae spectra. *Astron. J.*, **104**, 725.
20. Zamanov R. K., Marchev V. D., Stoyanov K. A. (2021). Interstellar extinction toward symbiotic stars. *Bulgarian Astron. J.*, **34**, 3–9.

Стаття надійшла до редакції 15.12.2023

Після доопрацювання 24.10.2024

Прийнято до друку 25.10.2024

Received 15.12.2023

Revised 24.10.2024

Accepted 25.10.2024

К. І. Алишева, зав. каф., канд. фіз.-мат. наук, доцент

E-mail: kamalaalisheva@bsu.edu.az

Х. М. Микаїлов, д-р філософії з фізики, доцент

E-mail: mikailov.kh@gmail.com

Б. Н. Рустамов, канд. фіз.-мат. наук, доцент

А. С. Мустафін, магістрант

А. Г. Алілі, аспірант

Бакинський державний університет, кафедра астрофізики

вул. 3. Халілова 23, Баку, 1148, Азербайджан

ДОСЛІДЖЕННЯ НОВОЇ ЗІРКИ PER 2020 (V1112 PER)

У статті описано еволюцію спектрів класичної нової зірки V1112 (Per 2020) на основі спектрів баз даних ARAS ($R = 9000...11000$). Обговорювані спектри охоплюють період максимуму спалаху. Наведено результати порівняльного аналізу поведінки профілів вибраних ліній (H_{α} , H_{β} , $He I \lambda 587.6$ нм, $Na I D$ та $Fe II$) при зміні блиску зірки під час спалаху. Для ліній дифузних міжзоряних смуг $\lambda = 578, 579.7$ і 661.4 нм, видимих у спектрах високої роздільності, отримано еквівалентні ширини ($W = 0.0402$ для лінії $\lambda 578$ нм, $W = 0.0140$ для лінії $\lambda 579.7$ нм, $W = 0.021$ для лінії $\lambda 661.4$ нм), оцінено міжзоряне поглинання, зоряна величина $M_V = -8.03^m$ і відстань $d = 4.5$ кпк до Nova Per 2020. На основі фотометричних даних зірки виявлено, що крива блиску зірки належить до D-класу кривих блиску. За спектром зірки було виявлено, що Nova Per 2020 є класичною новою типу Fe II.

Ключові слова: зірки: нові, катаклізмичні змінні — зірки: окремі: Per 2020 — методи: спектроскопічні — лінія: ідентифікація.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.067>
UDC 521.91+524.3(083.5)+524.6–34+524.7+52–735

O. S. PASTOVEN^{1,2}, Leading Engineer

<https://orcid.org/0009-0000-4309-034X>

O. V. KOMPANIETS¹, Junior Researcher

<https://orcid.org/0000-0002-8184-6520>

E-mail: kompaniets@mao.kiev.ua

I. B. VAVILOVA¹, Dr. Sci. Hab. in Phys. Math., Prof., Head of Department

<https://orcid.org/0000-0002-5343-1408>

I. O. IZVIEKOVA^{1,3}, Junior Researcher

<https://orcid.org/0009-0009-4307-0627>

¹ Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine
27, Akademik Zabolotnyi Str., Kyiv, 03143, Ukraine

² Faculty of Physics, Taras Shevchenko National University of Kyiv

4, Akademik Hlushkov Ave, Kyiv, 03680, Ukraine

³ International Center for Astronomical, Medical and Ecological Research
27, Akademik Zabolotnyi Str., Kyiv, 03143, Ukraine

NGC 3521 AS THE MILKY WAY ANALOGUE: SPECTRAL ENERGY DISTRIBUTION FROM UV TO RADIO AND PHOTOMETRIC VARIABILITY

We studied the multiwavelength properties of NGC 3521, the Milky Way galaxy-twin, from UV- to radio, exploring the data from GALEX for UV-, SDSS for optical, 2MASS, WISE, MIPS (Spitzer) and PACS, SPIRE (Herschel) for IR-, and NRAO VLA for radio ranges. To obtain the spectral energy distribution (SED), we exploited the CIGALE software and constructed SEDs without (model A) and with (model B) AGN module. The type of nuclear activity of NGC 3521 is confirmed as the LINER.

We also present the results of the photometric data processing. Exploring the ZTF observations in 2018–2024, we found, for the first time, a weak photometric variability of the nuclear activity, where the correlation between $g - r$ color indices and g -magnitude for long-term timescale shows a BWB trend (bluer-when-brighter) with a Pearson coefficient $r(g - r) = 0.56$, which is a medium correlation. To detect the variability of NGC 3521 during the day (IDV), we provided observations using a Zeiss-600 telescope with an aperture size of 8" at the Terskol observatory. The data obtained in the R-filter with an exposure of 90 sec for three hours on Feb 11, 2022, serve in favor of a trend towards an increase in brightness with the amplitude of variability of 0.04 ± 0.001 mag.

According to the results of the simulations, the best fit to the observed SED is provided by model A, which considers the contribution to the radiation from all galaxy components, assuming that the galaxy nucleus is inactive. Within this model, we derived the stellar mass $M_{\text{star}} = 2.13 \times 10^{10} M_{\text{Sun}}$, the dust mass $M_{\text{dust}} = 8.45 \times 10^7 M_{\text{Sun}}$, and the star formation rate $\text{SFR} = 1.76 M_{\text{Sun}}/\text{year}$ with $\chi^2/\text{d.o.f} = 1.8$. Also, based on the HIPASS radio data, we estimated the mass of neutral hydrogen to be $M_{\text{HI}} = 1.3 \times 10^{10} M_{\text{Sun}}$, which is an order of magnitude greater than the mass of the stellar component.

Keywords: Galaxies — multiwavelength properties, spectral energy distribution, photometric variability. Galaxies — Individual — NGC 3521.

Цитування: Pastoven O. S., Kompaniets O. V., Vavilova I. B., Izviekova I. O. NGC 3521 as the Milky Way analogue: Spectral energy distribution from UV to radio and photometric variability. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 6 (151). P. 67–83. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.067>

© Publisher PH «Akademperiodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

1. INTRODUCTION

The NGC 3521 is a nearby spiral flocculent galaxy at $z = 0.002672$. Its morphological type is SAB(rs)bc according to de Vaucouleurs classification, i.e., this galaxy has an intermediate bar structure, a weak inner ring, and moderately to loosely much-wound structure of spiral arms. A type of its nuclear activity is classified as H II LINER [15].

Rotation curve. It is difficult to reveal a bar structure of NGC 3521 because of a high position angle of 163° and strong patchiness [54, 36] in the central region (Figure 1). The first estimations by Burbidge et al. in 1964 [7] allowed determining a) the mass from measures of the H α and [N II] emission lines within about $170''$ of the center as about $8 \times 10^{10} M_{\text{Sun}}$, and b) specific rotation curve parameters. Later on, Casertano and van Gorkom [9] discovered this specificity of the rotation curve, which decreases with distance at the periphery. Dettmar and Skiff [16] in their photometric studies explored that NGC 3521 at low surface brightness levels has declining rotation curves with the typical signs of interaction or even merging. Zeilinger et al. [65] confirmed that NGC 3521 traces a specific counter-rotating population as well as exhibits asymmetric kinematic properties of gas and stars along its major and minor axes. Such a feature of NGC 3521 can be explained not only by the past merger but also in the frame of an axisymmetric dy-



Figure 1. A central part of the spiral barred galaxy NGC 3521 (the Bubble Galaxy) with extensive star-forming regions. Image is taken with the NASA/ESA Hubble Space Telescope in 2015 (file usage on Commons)

namo concept, when density wave flows have spiral magnetic fields with a substantial radial component, amounting to 40–60 % of the azimuthal field in a differentially rotating flocculent galaxy [31].

Isolation criteria. NGC 3521 (= KIG 461) is an isolated galaxy (see, the Catalogue of Isolated Galaxies by Karachentseva [28]). Vavilova et al. [59] considered the isolation criterion as the first necessary condition to be a candidate for the Milky Way galaxy-analogue (MWA). The galaxy group around NGC 3521, together with the groups around NGC 3115 and NGC 2784, are part of a diffuse elongated Leo Spur structure in the large-scale web of the Local Volume [34]. At the same time, the properties of NGC 3521 and NGC 3115 have often been compared with those of the Milky Way and M 31, including their galaxies-satellites. Our Galaxy and M 31, more plausible, had a close flyby in the past 7–10 Gyr ago, and the study of their neighborhood brings clarity to understanding their evolution and hierarchical clustering. For instance, Haslbauer et al. [23] studied the Magellanic Clouds systems-analogues in the highest resolution TNG50 simulation using their stellar masses and distances in MW-like halos. They obtained that the Magellanic Clouds and their systems-analogues formed in physically unrelated ways in the Λ CDM model. Recently, investigating a neighboring group of galaxies around NGC 3521, which have six satellites, Karachentsev et al. [27] found four new likely satellites of low surface brightness in the projected area 750×750 kpc of the DECaLS survey (these objects have no yet the distance estimations). The total mass $M_T = (0.90 \pm 0.42) 10^{12} M_{\text{Sun}}$, the ratio $M_T/L_K = (7 \pm 3) M_{\text{Sun}}/L_{\text{Sun}}$, and peculiarities of the rotation curve [16] point out a shallow potential well and low mass of the dark halo of NGC 3521.

Structural and multiwavelength properties. The isolated galaxies of the Local Volume exhibit a faint luminosity in spectral ranges, especially in radio- and X-ray [48, 56, 58, 60], and a weak nuclear activity as compared with galaxies in the dense environment [17, 40, 47, 62].

Below, we have collected several general results about NGC 3521 to picture the specific structural and multiwavelength features that this galaxy traces. Studying surface density profiles and size-mass relation, McGaugh [39] was the first to recognize

NGC 3521 as a Milky Way galaxy-twin based on the similarity of such parameters as the baryonic matter mass, rotation curve, and scale length of this galaxy. Subsequently, detailed studies of the spectral characteristics of NGC 3521 were performed by Pilyugin et al. [46]. By comparing the morphology, radial distributions of oxygen content, and rotation curves of the Milky Way and NGC 3521, these authors concluded that NGC 3521 is a twin of the Milky Way.

The most precise results on the structural properties in the optical range were obtained with the fiber-based Integral Field Unit instruments. For example, the high spectral resolution observations by Fabricius et al. [20] with the VIRUS-W not only confirmed a counter rotation of NGC 3521. Their investigations of the kinematics and metallicities [12] revealed a higher velocity dispersion in the bulge as well as a slower rotation compared to the disc. Identifying three main stellar populations by location and age, they proposed that the evolution of NGC 3521 began ≥ 7 Gyr (older stellar population), followed by a second burst of star formation or a merging about 3 Gyr ago when the bulge was formed (intermediate stellar population), and undergone a new star formation burst in the disc ≤ 1 Gyr (young stellar population).

Asymmetries in the distributions of both stars and gas in the outermost regions are confirmed by the radio observational CO and H I data as well as the differences in the molecular gas properties and distribution along the major axis were mapped after processing the data of the Arizona Radio Observatory Survey [61]. Scaling relations for the giant molecular clouds in spiral arms and interarms based on the CO emission data in the PHANGS-ALMA survey with 90 pc resolution show that spiral arms clouds show slightly lower median virial parameters and their mass scale of $2.5\times$ larger than interarm clouds [50]. The H II regions with enhanced and reduced chemical abundances are found distributed throughout the disc, and radial metallicity profiles have weak evidence of azimuthal variations [22].

NGC 3521 was included in several observational surveys, i.e., The H I Nearby Galaxy Survey of nearby galaxies (THINGS) in the H I line, which is based on data from the NRAO Very Large Array (VLA) [63]; the Nearby Galaxies Legacy Survey for the James Clerk Maxwell Telescope [64]; the Spitzer Infrared

Nearby Galaxies Survey. It allowed determining the distance $d = 10.7$ Mpc by Tully-Fisher relation, radius $R = 4.16'$, isophotal radius $R_{25} = 12.94$ kpc. Using such a range of multiwavelength data, Warren et al. [64] examined the star formation properties, warm/dense molecular gas content, and dynamics on sub-kiloparsec scales.

Exploring the H I data from THINGS, Elson [19] found an anomalous diffuse and slow rotating H I component with $M_{\text{HI}} = 1.5 \times 10^9 M_{\text{Sun}}$ (20 % of a total H I mass) and circular rotation speed, which is to lag the regular H I component by $\sim 25\text{--}125$ km/s. It is located in a thick disc (scale height ~ 3.5 kpc) and coincident with the inner regions of the stellar disc in the radial direction. This anomalous H I structure can be a slow-rotating halo gas component. The higher star formation rate in inner disc regions gives an explanation for a “galactic gas fountain” from the disc into the halo of NGC 3521. In turn, the radial profiles of stellar CO and $8\text{ }\mu\text{m}$ emission from polycyclic aromatic hydrocarbons (PAHs) obtained by Regan et al. [49] demonstrate that this galaxy has a central excess above the inward extrapolation of an exponential disc, in other words, the gas inflow rate into the central regions exceeds the star formation rate.

Among other multiwavelength properties of NGC 3521, we note the discovery of an ultrasonic X-ray source [SST2011] J110545.62 + 000016.2 by Heida et al. [24]. It was later analyzed by Lopez et al. [37] with VLT X-shooter and Chandra data. They found a connection of the ULX source with an adjacent H II region at ~ 138 pc to the NE and obtained its X-ray luminosity in the $0.3\text{--}7$ keV range as $(1.9 \pm 0.8) \times 10^{40}$ erg/s cm^2 .

We chose this galaxy for a detailed multiwavelength analysis to determine its main characteristics by modelling the spectral energy distribution (SED) and accumulate the data on how the SEDs of galaxies can be indicators for the search of the Milky Way galaxies-analogues (MWAs).

The structure of our article is as follows. We describe the data from sky surveys in Section 2 and the main modules of the CIGALE software, which we used for the multiwavelength analysis, in Section 3. The results for the spectral energy distribution models with and without the AGN module are presented in Sec-

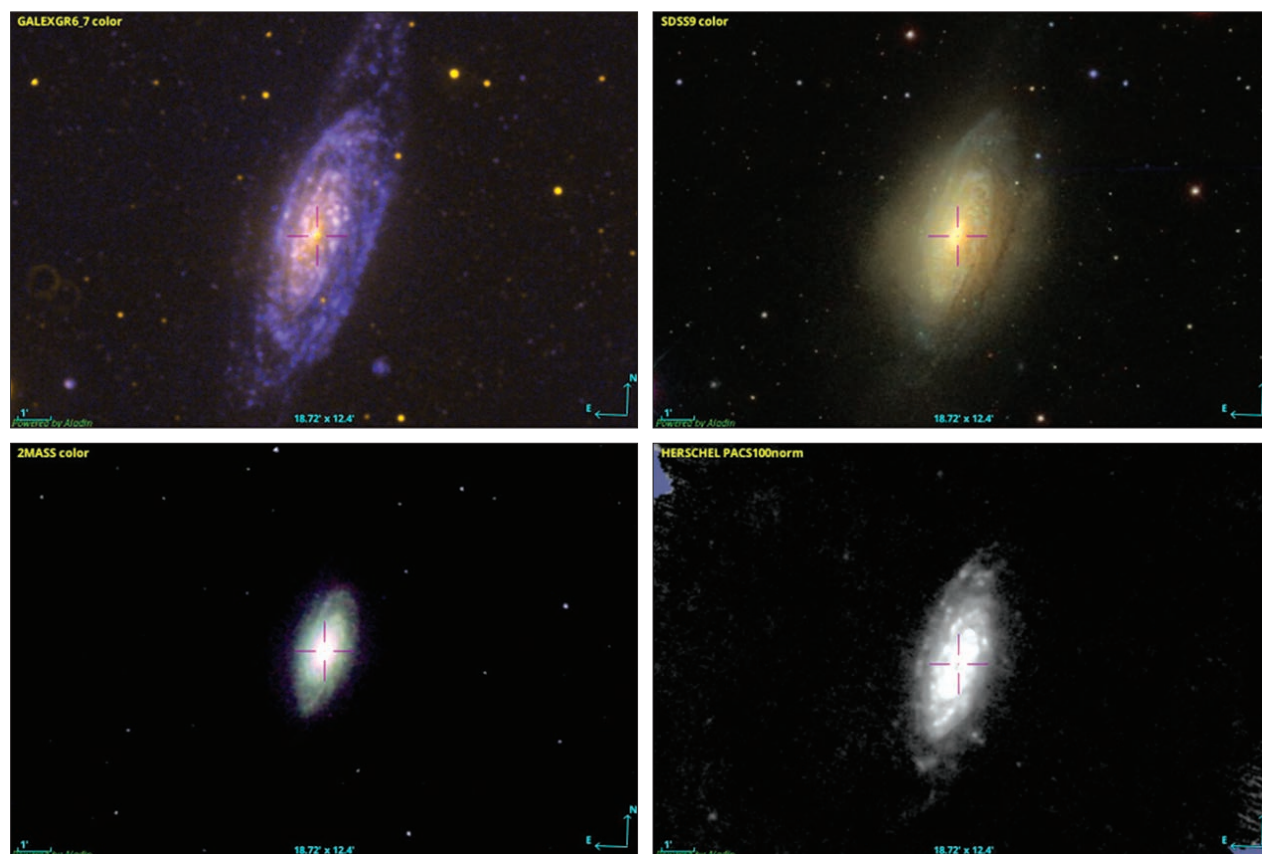


Figure 2. NGC 3521 in the ultraviolet, visible, and infrared ranges. The images were taken with the Aladin software [3]

tion 4, as well as on the photometric studies obtained with the Zeiss-600 telescope at the Terskol observatory in 2021–2022 and with the Zwicky Transient Facility in 2018–2024 in Section 5. A summary of the results with a brief discussion is given in Section 6.

2. THE MULTIWAVELENGTH DATA

We used the data from various publicly available sky surveys for the multiwavelength analysis. Most of them are collected in the NED (NASA/IPAC Extragalactic Database). To cover the different bands, we used GALEX for ultraviolet (UV), SDSS for optical, 2MASS, WISE, MIPS (Spitzer) and PACS, SPIRE (Herschel) for infrared (IR), and NRAO VLA for radio data. Altogether they formed a multiwavelength range from 135 nm to 21 cm.

NGC 3521 is a nearby large galaxy. So, the standard apertures for which the fluxes are calculated in these surveys are much smaller than the galaxy

size. For this reason, in our work, we used the fluxes obtained from the aperture of 263'' by 56'' from the Spectral Energy Distribution atlas for 129 nearby galaxies [5] in the range from UV to near-IR. The data from the Herschel telescope (PACS and SPIRE) were taken from the work [14]: the region from which the fluxes were obtained was an ellipse with axes 926'' by 455''. Observational fluxes from the Spitzer telescope were obtained for the entire visible part of the galaxy [43] as well as the radio data from [13].

3. MAIN MODULES IN THE CIGALE SOFTWARE

The flexibility of the CIGALE software [4] allows working with the data from various sky surveys and telescopes. As part of the CIGALE data processing, we consider various components of the galaxy's radiation: stellar population, dust and gas emission, active galactic nuclei. To do this, we used the following independent modules.

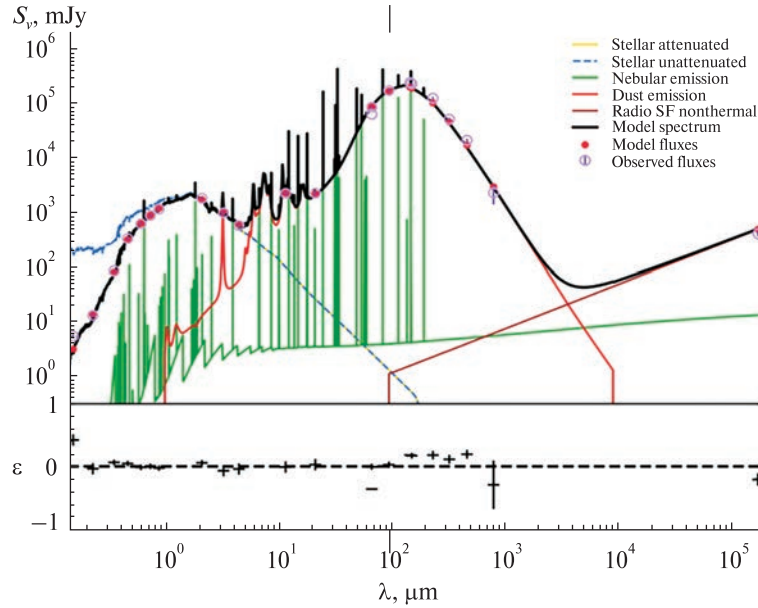


Figure 3. NGC 3521. Best-fit SED from the UV to radio ranges using model A. Red dots are the model fluxes; purple dots are the observed fluxes. The green colour describes the nebular emission; the yellow colour describes the stellar component without attenuation; the blue dashed lines describe the stellar component with attenuation; the red colour describes the dust emission; and the brown colour describes the synchrotron emission from star-forming regions. The black continuous curve is the resulting model SED

The `sfhdelayedbq` module represents the model for describing the history of star formation in the galaxy — the so-called modified, delayed star formation rate model with an optional exponential explosion [11]. It allows us to consider the recent decay of the star formation rate as

$$SFR(t) \propto \begin{cases} t \times \exp(-t/\tau) & t \leq t_0, \\ r_{SFR} \times SFR(t=t_0) & t > t_0, \end{cases} \quad (1)$$

where t_0 is the time of the rapid decrease in the SFR , τ is the time when the SFR reaches its maximum. The parameter r_{SFR} in Eq. (1) is the ratio between $SFR(t > t_0)$ and $SFR(t = t_0)$:

$$r_{SFR} = \frac{SFR(t > t_0)}{SFR(t = t_0)}. \quad (2)$$

The SFR (Eq. (1)) is determined by four parameters: the age of the stellar population, the exponential decay time of the model, the star formation time of the main stellar population, and the age of the outburst or extinction episode, r_{SFR} (Eq. (2)).

The stellar emission is computed using the `bc03` stellar population synthesis [6]. This library covers a wide range of metallicity values (0.0001, 0.0004,

0.004, 0.008, 0.02, and 0.05). The input parameters for calculating the stellar population spectrum — the metallicity of the stars and the mass function describing the different components of the galaxy — were considered in [10]. Massive OB stars ionize the gas around them. This gas re-emits energy through emission lines and a continuum (caused by free-free, free-bound, and two-photon transitions). This radiation is important for studying recent star formation through the hydrogen lines and radio continuum and the metallicity of the gas through the metal lines. We used the nebular module based on nebula templates from [26] to model the nebular emission. They are parameterized by the ionization coefficient U and the gas metallicity Z . The electron density is assumed to be constant and equal to 100 cm^{-3} . The ionization parameter is the ratio of the flux of ionized photons to the density of hydrogen atoms [44] and is expressed as Eq. (3):

$$U = \frac{\text{ionizing photon flux}}{cn_e} = \frac{1}{4\pi r^2} \int_{\nu_0}^{\infty} L_{\nu} \frac{d\nu}{h\nu}. \quad (3)$$

Dust in galaxies absorbs shortwave radiation very efficiently. The energy absorbed from the UV to the

near-IR is re-emitted in the mid- and far-IR. The **dustatt_modified_starburst** module is based on the starburst decay curve obtained by Calzetti et al. [8] and extended by Noll et al. [45] to add dust features in the vicinity of 220 nm. The resulting expression of the corresponding attenuation coefficient is given in Eq. (4), where the change in flow as a result of interaction with the medium is taken into account:

$$F_{intr}(\lambda) = F_{obz}(\lambda) \cdot 10^{0.4E_l(B-V)k_\lambda}, \quad (4)$$

where $F_{intr}(\lambda)$ is the absorption-corrected flux, $F_{obz}(\lambda)$ is the observational flux, $E_l(B-V) = f \cdot E(V_B)$ is the reddening in the line, which is obtained by multiplying the stellar extinction by the coefficient f . The standard value is $f = 0.44$.

$$k_\lambda = D_\lambda + k_\lambda^{starbars} \cdot (\lambda / 550 \text{ nm}) \cdot \frac{E(B-V)_{\delta=0}}{E(B-V)_\delta}, \quad (5)$$

$$D_\lambda = \frac{E_{bump} \lambda^2 \gamma^2}{(\lambda^2 - \lambda_0^2)^2 + \lambda^2 \gamma^2},$$

where the latter expression for D_λ is the DRUID profile, which characterizes the UV bump in the galaxy spectrum. The DRUID profile depends on the wavelength corresponding to the maximum intensity (λ_0), FWHM (γ), and amplitude (E_{bump}). The nature of the bump is still unknown. $k_\lambda^{starbars}$ is the effective stellar continuum attenuation curve normalized by the gas extinction coefficient. δ is the slope of the UV continuum. For dust clouds around young stars, in general, $\delta_{BC} = -1.3$, for the interstellar medium $\delta_{ISM} = -0.7$. The dust cloud and the interstellar medium attenuate radiation from stars younger than 10 Myr; stars that are older than 10 Myr attenuate only in the interstellar medium.

Cosmic dust not only attenuates but can also emit radiation [18]. The module describing this radiation is **dl2014**. This module is based on a study of radiation from a mixture of amorphous silicate dust, graphite grains, and PAHs. One of the critical features of this module is the division of dust emissions into two components. The first model is the diffuse radiation of dust heated by the total stellar population. Here, the dust is illuminated by a single radiation field U_{min} . The second model simulates dust closely associated with star-forming regions. In this case, the dust is illuminated by a variable radiation field in the

range from U_{min} to U_{max} and is given by Eq. (6):

$$\frac{dM_{dust}}{dU} = (1-\gamma) M_{dust} \delta(U - U_{min}) + \gamma M_{dust} \frac{(\alpha-1)}{(U_{min}^{-\alpha} - U_{max}^{-\alpha})} U^{-\alpha}, \quad (6)$$

where dM_{dust} is the mass of dust heated by radiation in the interval $[U, U + dU]$, M_{dust} is the total mass of dust, $(1-\gamma)$ is the fraction of the dust mass that is exposed to the starlight intensity U_{min} , and α is the power law exponent. In the model, $U_{max} = 10^7$. The last parameter of this model is q_{PAH} , the mass fraction of surfactants common to the two components.

Radiation in the radio range is described using the **radio** module, which is implemented in the CI-GALE software [4]. The model can include the synchrotron component's contribution from the AGN and star formation regions. Due to a large number of parameters, the radio module uses the correlation between the radio and infrared bands q_{IR} , which was proposed in [25], the power spectral slope α , and the assumption that at a wavelength of 21 cm, the spectrum is mainly dominated by non-thermal radiation. The correlation coefficient q_{IR} is defined as $q_{IR} = (F_{FIR}/3.75 \times 10^{12} \text{ Hz}) / S_p(1.4 \text{ GHz})$, where $F_{FIR} = 1.26 \times 10^{-14} \times [2.58 f_\nu(60 \mu\text{m}) + f_\nu(100 \mu\text{m})] f_\nu$ is given in Jy, and F_{FIR} in W m^{-2} ; $3.75 \times 10^{12} \text{ Hz}$ is the frequency value at a wavelength of 80 μm . Given the modelled IR data, the correlation parameter q_{IR} is used to estimate the flux at a wavelength of 21 cm. On the other hand, the radio data can help estimate IR radiation if no other data are available in this range.

To describe the active nucleus, we used the **fritz2006** module, which is based on the model by Fritz et al. [21]. It explicitly considers three components of radiation: from a source located in the torus, scattered by dust, and thermal radiation from dust. This module is determined by a set of seven parameters: r_{radio} is the ratio of the maximum to the minimum radii of the dust torus, τ is the optical thickness at 9.7 μm , β and γ describe the dust density distribution ($\propto r^\beta \cdot e^{-\gamma|\cos\theta|}$), where r is the radius, and θ is the opening angle of the dust torus, ψ is the angle between the axis of the AGN and the visual beam, and the fraction of the AGN $frac_{AGN}$. Also, the redshifting module was applied to all the models to account for the redshift.

Table 1. NGC 3521. Input parameters of the SED model A

Parameter	Values
Star formation history, sfhdelayedbq	
E-folding time of the main stellar population model, in Myr	500, 1000.0, 2000.0, 5000
Age of the main stellar population in the galaxy, in Myr	5000, 10000, 13000
Age of the burst/quench episode, in Myr	10, 25, 50, 100
The ratio of the <i>SFR</i> after/before age_bq	0.001, 0.01, 0.1, 0.5, 1, 2.5, 5, 10, 50
Stellar population, bc03	
Initial mass function	[18]
Metallicity	0.02, 0.05
Age in Myr of the separation between the young and the old star populations	10
Nebular emission, nebular	
Ionisation parameter	−3.0
Gas Metallicity	0.02, 0.051
Dust attenuation, dustatt_modified_starburst	
$E_i(B - V)$, the colour excess of the nebular lines light for both the young and old population	0.3, 0.5, 0.75, 1
Slope delta of the power law modifying the attenuation curve	−1.3, −0.7, 0.0
Dust emission, dl2014	
Mass fraction of PAH	0.47, 1.12, 2.5, 3.90, 5.95
Minimum radiation field	2, 5, 10, 25
Power-law slope $dU/dM \propto U^\alpha$	1, 2, 3
Fraction illuminated from $U_{\min}$ to $U_{\max}$	0.1, 0.25, 0.5
Synchrotron radio emission, radio	
The value of the FIR/radio correlation coefficient for star formation	2.58
The slope of the power-law synchrotron emission is related to star formation	0.8

4. THE SPECTRAL ENERGY DISTRIBUTION MODELS FOR NGC 3521

4.1. SED from UV to radio ranges without taking into account the AGN module. The best statistical agreement between the observed and theoretical energy distributions was obtained with a value of $\chi^2/d.o.f = 1.8$. The resulting values of the stellar mass $M_{\text{star}} = 2.13 \times 10^{10} M_{\text{Sun}}$, dust mass $M_{\text{dust}} = 8.45 \times 10^7 M_{\text{Sun}}$, and star formation rate $SFR = 1.76 M_{\text{Sun}}/\text{year}$. In this model, the star formation rate is the closest to the values obtained in other studies. We will discuss this in more detail in the next section. We also note that we have selected the best value of the ionization parameter $\lg U = -3$ from those listed in Table 1.

Since none of the models used allows us to estimate the gas mass from the available observational data, we used the equation obtained by van Gorkom

[55] to derive the observed mass of H I, which is also recommended for use on the VLA portal¹:

$$M_{\text{HI}} = 2.36 \cdot 10^5 D^2 S\Delta V [M_{\text{Sun}}], \quad (7)$$

where M_{HI} is the observed mass of neutral hydrogen, D is the distance to the galaxy, and $S\Delta V$ is the H I line area in units of Jy km/s. We took the value of $S\Delta V$ from the catalogue [1]. Thus, the mass of H I for this galaxy, according to the observational data in the radio range, is $M_{\text{HI}} = 1.3 \times 10^{10} M_{\text{Sun}}$, which is of an order of magnitude larger than the mass of the stellar component.

4.2. SED from UV to radio ranges with taking into account the module of AGN. NGC 3521 was classified as a galaxy with an active nucleus of the LINER type

¹ <https://science.nrao.edu/facilities/vla/docs/manuals/oss2013B/performance/referencemanual-all-pages>

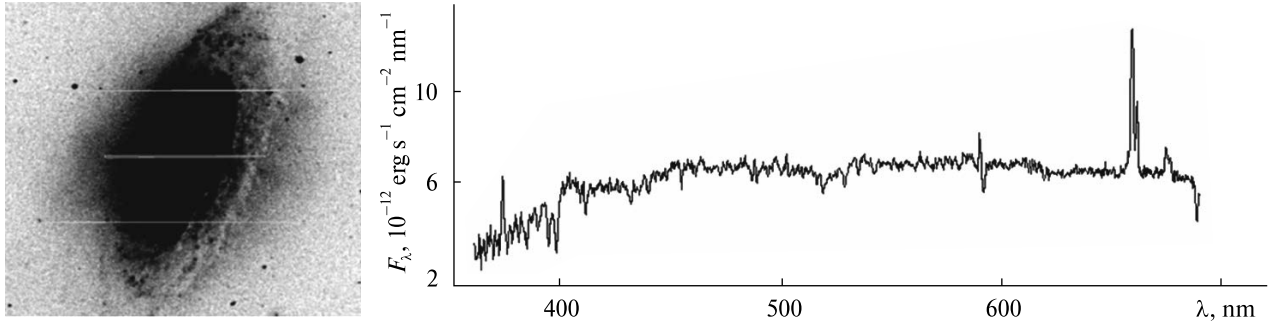


Figure 4. NGC 3521. The spectrum of the galaxy for a region of 190 by 360 angular seconds was obtained using the Boller-Chivens spectrograph on the 2.3-meter Bok telescope at Kitt Peak Observatory [41]

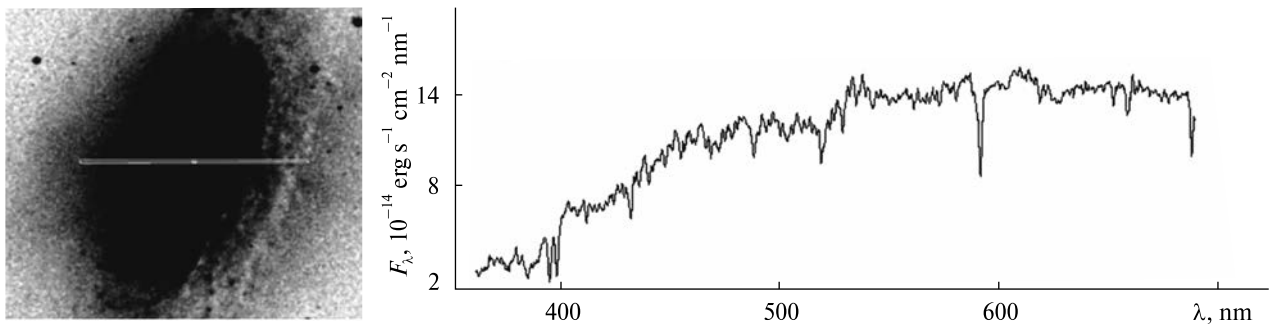


Figure 5. NGC 3521. The spectrum of the region close to the nucleus for an area of 2.50 by 2.50 angular seconds was obtained using the Boller-Chivens spectrograph on the 2.3-meter Bok telescope at Kitt Peak Observatory [41]

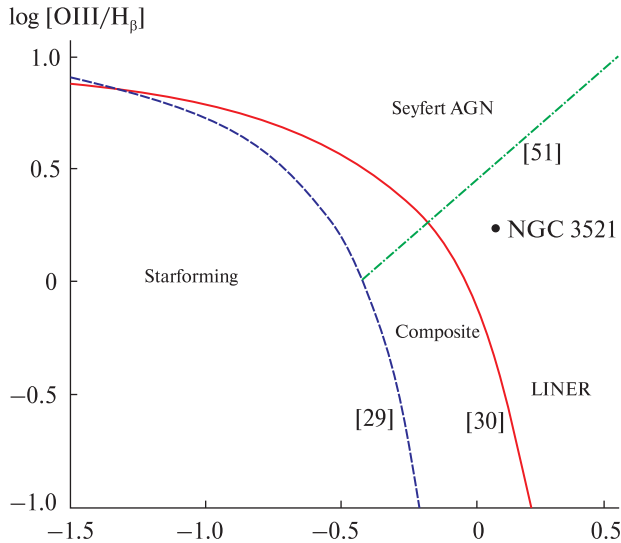


Figure 6. BPT diagram with values for the galaxy NGC 3521. The red line is the upper limit of galaxies with active star formation (curve 8), the blue dashed line is the active star formation partition curve (curve 9), the green dashed line is the empirical ratio for the Seyfert-LINER partition (curve 10).

using IR observational data [53]. The same classification is reported in several other studies, see, for example, [22]. However, in the work by Serote Roos et al. [52] this classification was not confirmed based on the spectra obtained in the optical range for the central part. At the same time, Moustakas and Kennicutt [41] performed several spectrophotometric observations in the optical range for different regions of NGC 3521 (see, Figs 4 and 5). To clarify the activity class of NGC 3521, we constructed the Baldwin-Phillips-Terlevich diagram [2]. The relation for this separation was derived by Kewley et al. [30], where a combination of photoionization and stellar population synthesis models was used to establish a theoretical upper limit on the location of galaxies with star formation outbursts in BPT diagrams:

$$\begin{aligned} \lg\left[\frac{[\text{O III}](500.7 \text{ nm})}{\text{H}_\beta}\right] &= \\ &= \frac{0.61}{\lg\left[\frac{[\text{N II}](658.5 \text{ nm})}{\text{H}_\alpha}\right] - 0.47} + 1.19. \end{aligned} \quad (8)$$

An empirical relation for the distinction of AGNs is introduced by Kauffmann et al. [29]:

$$\lg([\text{O III}](500.7 \text{ nm})/\text{H}_\beta) = \frac{0.61}{\lg([\text{N II}](658.5 \text{ nm})/\text{H}_\alpha) - 0.05} + 1.3. \quad (9)$$

In Figure 6, the area between curves 8 and 9 is the region of the so-called composites, i. e., those galaxies that have the characteristic radiation of both star-forming galaxy and galaxy with active nucleus. The empirical division of active galaxies into Seyfert and

LINERs is introduced by Schawinski et al. [51] and presented in Eq. (10):

$$\lg([\text{O III}](500.7 \text{ nm})/\text{H}_\beta) = 1.05 \cdot \lg([\text{N II}](658.5 \text{ nm})/\text{H}_\alpha) + 0.45. \quad (10)$$

To determine the class of NGC 3521, we used the calculated fluxes from the catalogue [42] (the data taken from the table6.dat “Nuclear emission-line fluxes”). Having the flux ratio, we constructed a BPT diagram for NGC 3521. The resulting location of NGC 3521 on the BPT diagram based on the above

Table 2. NGC 3521. Input parameters of the SED model B (with AGN module)

Parameter	Values
Star formation history, sfhdelayedbq	
E-folding time of the main stellar population model, in Myr	500, 1000.0
Age of the main stellar population in the galaxy, in Myr	7000, 10000
Age of the burst/quench episode, in Myr	10, 25, 50, 100
The ratio of the <i>SFR</i> after/before age_bq	0.001, 0.01, 0.1, 0.5, 1, 2.5, 5, 10
Stellar population, bc03	
Initial mass function	Chabrier [18]
Metallicity	0.02, 0.05
Age in Myr of the separation between the young and the old star populations	10
Nebular emission, nebular	
Ionisation parameter	−3.0
Gas Metallicity	0.0004, 0.02
Dust attenuation, dustatt_modified_starburst	
$E_i(B - V)$, the colour excess of the nebular lines light for both the young and old population	0.5, 0.75, 1, 1.6
Slope delta of the power law modifying the attenuation curve	−1.3, −0.7, 0
Dust emission, dl2014	
Mass fraction of PAH	0.47, 1.12, 2.5, 3.90, 5.95
Minimum radiation field	2, 5, 10, 25
Power-law slope $dU/dM \propto U^\alpha$	1, 2, 3
Fraction illuminated from $U_{\min}$ to $U_{\max}$	0.1, 0.25, 0.5
AGN, fritz2006	
The ratio of the maximum to minimum radii of the dust torus	60
The full opening angle of the dust torus	60
The angle between the equatorial axis and line of sight	0.001, 89.99
AGN fraction	0.01
$E(B - V)$ for the extinction in the polar direction in magnitudes	0.25, 0.5, 0.7
Synchrotron radio emission, radio	
The value of the FIR/radio correlation coefficient for star formation	2.58
The slope of the power-law synchrotron emission is related to star formation	0.8
The radio-loudness parameter for AGN	5
The slope of the power-law AGN radio emission (assumed isotropic)	0.7

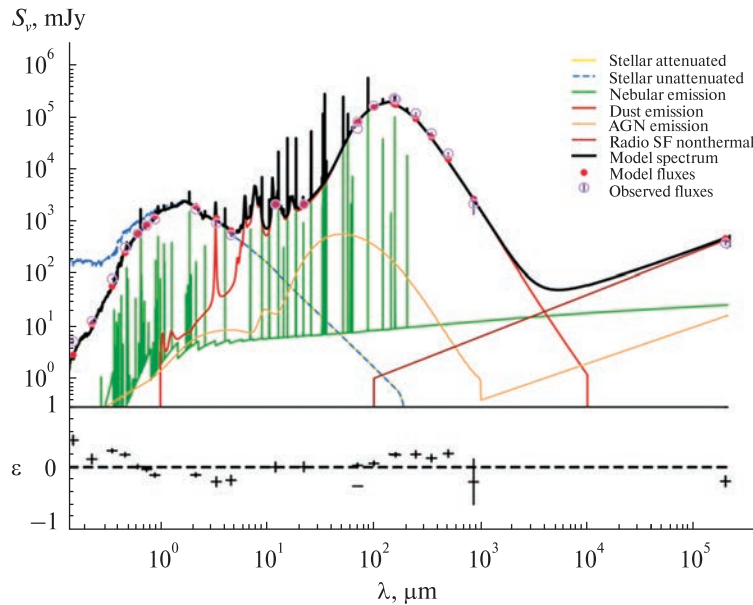


Figure 7. The best approximation of the SED from UV to radio ranges using model B. Red dots are model fluxes, and purple dots are observed fluxes. The green colour describes the nebular radiation, the yellow colour describes the stellar component without attenuation, the blue dashed lines describe the stellar component with attenuation, the orange colour describes the radiation from the AGN, the red colour describes the dust radiation, and the brown colour describes the synchrotron radiation from the star formation regions and the AGN. The black continuous curve is the resulting model SED

observations allows us to classify it as a LINER-type galaxy with an active nucleus (Fig. 6).

Since we do not know the characteristics of the AGN, we consider various variations as input parameters in the **fritz2006** model, including the angle at which we observe the active nucleus. It is also worth noting that the computational capabilities of the computer limit the number of possible combinations for each module. We explored the same approach as for 18 2MIG isolated galaxies with active nuclei, which were modeled with CIGALE [32].

Most of these parameters do not vary; we changed their values during different test runs, and here we present the combination that gives us the best statistical result with $\chi^2/d.o.f = 2.8$ for the model with the AGN. The corresponding mass of dust is $M_{dust} = 8.05 \times 10^7 M_{Sun}$, the mass of stars $M_{star} = 3.34 \times 10^{10} M_{Sun}$, the star formation rate $SFR = 2.17 M_{Sun}/year$, and the contribution of the AGN to the total radiation $frac_{AGN} = 0.01$. Compared to the results obtained with model A, the model B with AGN module led to a slight increase in $\chi^2/d.o.f$. The parameters obtained in both models were similar in value and order.

5. PHOTOMETRIC VARIABILITY OF NGC 3521 BY THE DATA WITH ZWICKY TRANSIENT FACILITY AND THE ZEISS-600 TELESCOPE AT THE TERSKOL OBSERVATORY

Due to the close location of NGC 3521 to the celestial equator, it is visible for a short time from both hemispheres mostly at the beginning of the year that complicates regular observations and monitoring of activity of its nucleus.

Zeiss-600 telescope data. Nevertheless, for revealing and studying the photometric variability of its active nucleus we included it in the observational program with the Zeiss-600 telescope with an 8 aperture at the Terskol Observatory in 2021–2022. The data processing was carried out using the MaximDL software package. Table 3 summarizes the data about the variability of NGC 3521, where Δ is the variability amplitude, and $Er \pm$ is the largest error in the given filter; the light curve is shown in Figure 8.

In order to detect the variability of NGC3521 during the day (IDV), several observations were carried out with the help of the Zeiss-600 telescope. Namely, observation was made in the R-filter with an expo-

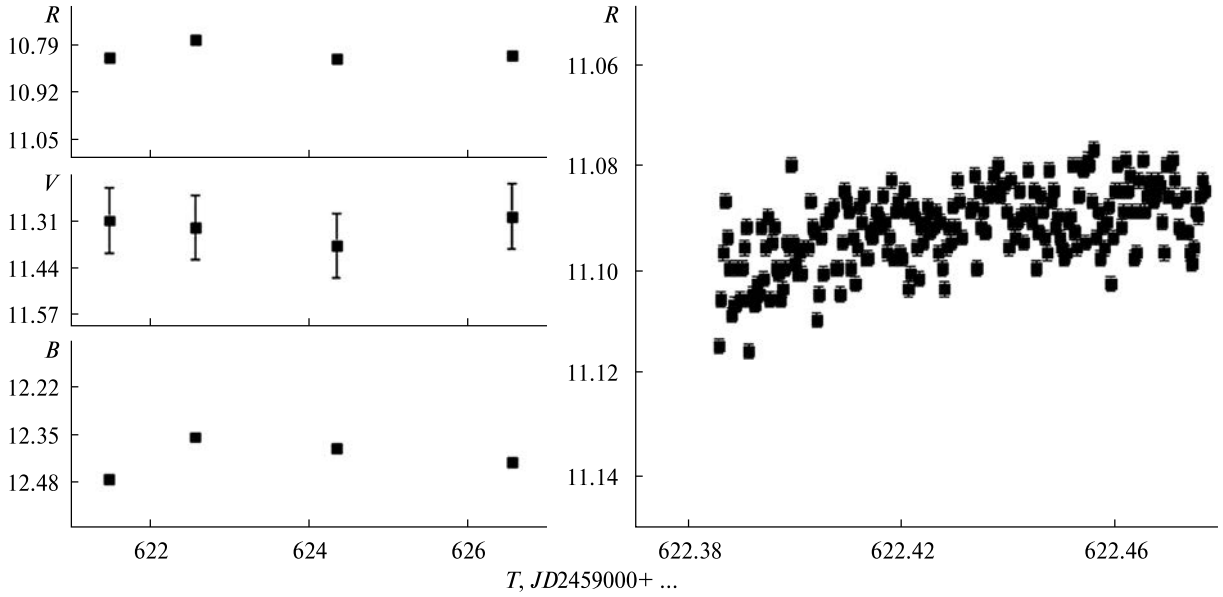


Figure 8. Light curves for NGC 3521 as observed at the Terskol Observatory in 2021—2022: in BVR filters (left), in the R filter (right) over 3 hours of observation on Feb 11, 2022

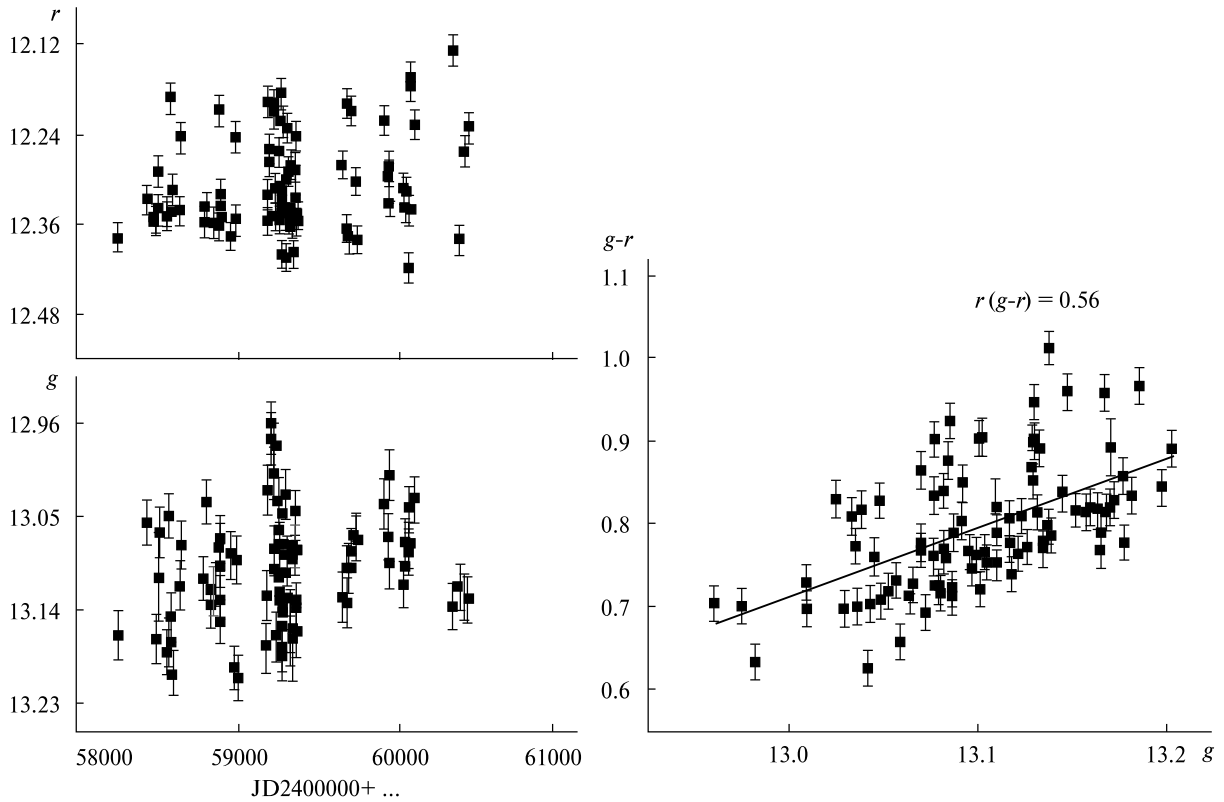


Figure 9. NGC 3521. The light curves (left) and $g - r$ colour (right) indices according to the data of ZTF observations in gr -filters for 2018—2024

Table 3. NGC 3521. The amplitude of variability in BVR -filters by the observational data in 2021–2022 with the Zeiss-600 telescope at the Terskol observatory

Object	ΔB	$Er \pm$	ΔV	$Er \pm$	ΔR	$Er \pm$
NGC3521	0.116	0.003	0.079	0.088	0.052	0.001

Table 4. NGC 3521. The amplitude of variability in gr -filters by the observational data with ZTF in 2018–2024

Object	Δg	$Er \pm$	Δr	$Er \pm$
NGC 3521	0.17	0.023	0.20	0.02

sure of 90 seconds for three hours on Feb 11, 2022. We can see in Fig. 8 (right) that there is a trend towards an increase in brightness during three hours, the amplitude of variability during observation was 0.04 ± 0.001 mag.

Zwicky Transient Facility (ZTF) data. We also found the available data from the Zwicky Transient Facility [38]. The light curves according to the data of ZTF observations in gr -filters for 2018–2024 are shown in Fig. 9 (left). NGC 3521 demonstrated variability with an amplitude of 0.17 ± 0.023 mag in the g -filter and 0.20 ± 0.02 mag in the r -filter (Table 4). The $g - r$ colour indices show a BWB trend (bluer-when-brighter) with a Pearson coefficient $r(g - r) = 0.56$ (Fig. 9, right), which is a medium correlation.

6. SUMMARY

We studied the multiwavelength properties of NGC 3521 from UV- to radio ranges exploiting the data from GALEX for UV-, SDSS for optical, 2MASS, WISE, MIPS (Spitster) and PACS, SPIRE (Herschel) for IR-, and NRAO VLA for radio ranges. To obtain the spectral energy distribution, we exploited the CIGALE software and constructed SEDs without (model A) and with (model B) AGN module. To confirm the type of nuclear activity of NGC 3521 as LINER, we used a BPT diagram.

We also present the results of the photometric data processing. Exploring the ZTF observations in 2018–2024, we found, for the first time, a weak photometric variability of the nuclear activity, where the correlation between $g - r$ colour indices and g -magnitude for long-term timescale shows a BWB trend

(bluer-when-brighter) with a Pearson coefficient $r(g - r) = 0.56$, which is a medium correlation. We provided observations using a Zeiss-600 telescope with an aperture size of 8" at the Terskol observatory in 2021–2022. To detect the variability of NGC 3521 during the day (IDV), we observed it in the R -filter with an exposure of 90 seconds for three hours on Feb 11, 2022. These data show a trend towards an increase in brightness with the amplitude of variability of 0.04 ± 0.001 mag.

According to the results of the simulations, the best fit to the observed SED is provided by model A, which considers the contribution to the radiation from all galaxy components, assuming that the galaxy nucleus (LINER type) is inactive. Within this model, we derived the stellar mass $M_{star} = 2.13 \times 10^{10} M_{Sun}$, the dust mass $M_{dust} = 8.45 \times 10^7 M_{Sun}$, and the star formation rate $SFR = 1.76 M_{Sun}/\text{year}$, with the corresponding value of the statistic $\chi^2/d.o.f = 1.8$. Compared to the results obtained with model A, the model B with AGN module led to a slight increase in $\chi^2/d.o.f$. The parameters obtained in both models were similar in value and order. These results are in the best agreement with the estimates obtained by other methods, for instance, by Leroy et al. [35], where the stellar mass $\lg(M_{star}/M_{Sun}) = 10.7$, the neutral hydrogen mass $\lg(M_{HI}/M_{Sun}) = 10.0$, and the star formation rate $SFR = 2.1 M_{Sun}/\text{year}$ were determined.

Also, based on the radio data from the HIPASS catalogue by Allison et al. [1], we estimated the mass of neutral hydrogen to be $M_{HI} = 1.3 \times 10^{10} M_{Sun}$, which is of an order of magnitude larger than the mass of the stellar component. This result is comparable with the data by Elson [19], who used the THINGS and estimated $M_{HI} = 7.5 \times 10^9 M_{Sun}$ and found a slow rotating halo H I component with $M_{HI} = 1.5 \times 10^9 M_{Sun}$.

Given that the UV, optical, and near-IR observation area covers only a part of the galaxy, this SED region may distort the overall picture. In this context, the results obtained by Warren et al. [64] for radio range do not contradict what we received. These authors did not find a correlation between the star formation efficiency and the gas surface density; however, they found that the star formation efficiency of the dense molecular gas is slightly declining as a

function of molecular gas density. Zibetti et al. studied NGC 3521 among other nearby galaxies in the optical to the mid-IR range [66]. Constructing their SED on a pixel-by-pixel basis, they found a disconnect between the optical and IR when normalized to the near-IR (H band) data. However, due to the complex dust geometry and high position angle of NGC 3521, these authors could not find a correlation of variations between optical- and IR-dominated components discovered for other studied galaxies but confirmed the well-known optical-IR colour correlations: emission from stars contributes to the optical range and absorbed by dust, which emits in the IR.

The next stage of our work will be to obtain precise spectrophotometric data for apertures sufficient to cover the entire visible part of the galaxy from UV to radio, including decimeter, ranges [33]. Preliminary search through available catalogues and sky survey [57] shows that there is a significant lack of data to construct SEDs of the Milky Way galaxies-analogies with a complete set of their multiwavelength properties. But our results of NGC 3521 altogether with the multiwavelength data analysis of other isolated galaxies with a weak nuclear activity can help in making decision to use SEDs as the MWA indicators.

Acknowledgements. O. Kompaniiets expresses her gratitude to Prof. Agnieszka Pollo and Prof. Katarzyna Małek for the opportunity to do the internship at the National Centre for Nuclear Research (Poland) for mastering basic techniques to work with the CI-GALE software. Vavilova I. B. notes that her work is supported by the National Research Fund of Ukraine (Project No. 2023.03/0188). The research on the properties of isolated galaxies provided by Kompaniiets O. V., Izviekova I. O., and Vavilova I. B. is a part of the project, which received funding through

the EURIZON project, which is funded by the European Union under grant agreement No.871072.

This research has made use of the NASA/IPAC Extragalactic Database (NED), which is funded by NASA and operated by the California Institute of Technology. This research has used the «Aladin sky atlas» developed at CDS, Strasbourg Observatory, France.

Part of this research is based on observations from the Zwicky Transient Facility project which are available in data release 19. Based on observations obtained with the 48-inch Samuel Oschin Telescope at the Palomar Observatory as part of the Zwicky Transient Facility project. Based on observations obtained with the Samuel Oschin Telescope 48-inch Palomar Observatory as part of the Zwicky Transient Facility project. ZTF is supported by the National Science Foundation under Grants No. AST-1440341 and AST-2034437 and a collaboration including current partners Caltech, IPAC, the Oskar Klein Center at Stockholm University, the University of Maryland, University of California, Berkeley, the University of Wisconsin at Milwaukee, University of Warwick, Ruhr University, Cornell University, Northwestern University and Drexel University. Operations are conducted by COO, IPAC, and UW.

Follow-up data were uploaded and calibrated using the Black Hole Target Observation Manager (BHTOM)3 tool for coordinated observations and processing of photometric time series. The BHTOM project has received funding from the European Union's Horizon 2020 research and innovation program under grant agreement No. 101004719 (OPTICON-RadioNet Pilot, ORP). BHTOM acknowledges the following people who helped with its development: Patrik Sivak, Kacper Raciborski, Piotr Trzcionkowski, and AKOND company.

REFERENCES

1. Allison, J. R., Sadler, E. M., Meekin, A. M. (2014). A search for H I absorption in nearby radio galaxies using HIPASS. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **440**, Is. 1, 696–718. DOI: 10.1093/mnras/stu289, arXiv: 1402.3530 [astro-ph.GA].
2. Baldwin, J. A., Phillips, M. M., Terlevich, R. (1981). Classification parameters for the emission-line spectra of extragalactic objects. *Publ. Astron. Soc. Pacif.*, **93**, 5–19. DOI: 10.1086/130766.
3. Bonnarel, F., Fernique, P., Bienaymé, O. et al. (2000). The ALADIN interactive sky atlas. A reference tool for identification of astronomical sources. *Astron. and Astrophys. Suppl. Ser.*, **143**, 33–40.
4. Boquien, M., Burgarella, D., Roehlly, Y., et al. (2019). CIGALE: a python Code Investigating GALaxy Emission. *Astron. and Astrophys.*, **622**, A103. DOI: 10.1051/0004-6361/201834156, arXiv: 1811.03094 [astro-ph.GA].
5. Brown, M. J. I., Armus, L., Calvin, D. E., et al. (2014). An Atlas of Galaxy Spectral Energy Distributions from the Ultraviolet to the Mid-infrared. *Astrophys. J. Suppl. Ser.*, **212**, Is. 2, 18. DOI: 10.1088/0067-0049/212/2/18, arXiv: 1312.3029 [astro-ph.CO].
6. Bruzual, G., Charlot, S. (2003). Stellar population synthesis at the resolution of 2003. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **344**, Is. 4, 1000–1028. DOI: 10.1046/j.1365-8711.2003.06897.x, arXiv: astro-ph/0309134 [astro-ph].
7. Burbidge, E. M., Burbidge, G. R., et al. (1964). The Rotation and Mass of NGC 3521. *Astrophys. J.*, **139**, 1058. DOI: 10.1086/147845.
8. Calzetti, D., Armus, L., Bohlin, R. C., et al. (2000). The Dust Content and Opacity of Actively Star-forming Galaxies. *Astrophys. J.*, **533**, Is. 2, 682–695. DOI: 10.1086/308692, arXiv: astro-ph/9911459 [astro-ph].
9. Casertano, S., van Gorkom, J. H. (1991). Declining rotation curves — The end of a conspiracy? *Astron. J.*, **101**, 1231–1241.
10. Chabrier, G. (2003). Galactic Stellar and Substellar Initial Mass Function. *Publ. Astron. Soc. Pacif.*, **115**, Is. 809, 763–795. DOI: 10.1086/376392, arXiv: astro-ph/0304382 [astro-ph].
11. Ciesla, L., Elbaz, D., Fensch, J. (2017). The SFR-M* main sequence archetypal star-formation history and analytical models. *Astron. and Astrophys.*, **608**, A41. DOI: 10.1051/0004-6361/201731036, arXiv: 1706.08531 [astro-ph.GA].
12. Coccato, L., Fabricius, M., Saglia, R. P., et al. (2018). Spectroscopic decomposition of NGC 3521: unveiling the properties of the bulge and disc. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **477**, Is. 2, 1958–1969. DOI: 10.1093/mnras/sty705.
13. Condon, J. J., Cotton, W. D., Broderick, J. J. (2002). Radio Sources and Star Formation in the Local Universe. *Astrophys. J.*, **124**, Is. 2, 675–689. DOI: 10.1086/341650.
14. Dale, D. A., Aniano, G., Engelbracht, C. W., et al. (2012). Herschel Far-infrared and Submillimeter Photometry for the KINGFISH Sample of nearby Galaxies. *Astrophys. J.*, **745**, Is. 1, 95. DOI: 10.1088/0004-637X/745/1/95, arXiv: 1112.1093 [astro-ph.CO].
15. Das, M., Teuben, P. J., Vogel, S. N., et al. (2003). Central Mass Concentration and Bar Dissolution in Nearby Spiral Galaxies. *Astrophys. J.*, **582**, Is. 1, 190–195. DOI: 10.1086/344480.
16. Dettmar, R.-J., Skiff, B. A. (1993). Declining rotation curves in interacting galaxies. NASA Ames Research Center, Evolution of Galaxies and their Environment, 251–252.
17. Dobrycheva, D. V., Vavilova, I. B., Melnyk, O. V., Elyiv, A. A. (2018). Morphological type and color indices of the SDSS DR9 galaxies at $0.02 < z < 0.06$. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **34**, Is. 6, 290. doi: 10.3103/S0884591318060028
18. Draine, B. T., Dale, D. A., Bendo, G., et al. (2014). Andromeda's Dust. *Astrophys. J.*, **780**, Is. 2, 172. DOI: 10.1088/0004-637X/780/2/172, arXiv: 1306.2304 [astro-ph.CO].
19. Elson, E. C. (2014). An H I study of NGC 3521 — a galaxy with a slow-rotating halo. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **437**, Is. 4, 3736–3749. DOI: 10.1093/mnras/stt2182.
20. Fabricius, M. H., Coccato, L., Bender, R., et al. (2015). Regrowth of stellar disks in mature galaxies: The two component nature of NGC 7217 revisited with VIRUS-W. *IAU Proc.*, **309**, 81–84. DOI: 10.1017/S1743921314009363.
21. Fritz, J., Franceschini, A., Hatziminaoglou, E. (2006). Revisiting the infrared spectra of active galactic nuclei with a new torus emission model. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **366**, Is. 3, 767–786. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2006.09866.x.
22. Grasha, K., Chen, Q. H., Battisti, A. J., et al. (2022). Metallicity, Ionization Parameter, and Pressure Variations of H II Regions in the TYPHOON Spiral Galaxies: NGC 1566, NGC 2835, NGC 3521, NGC 5068, NGC 5236, and NGC 7793. *Astrophys. J.*, **929**, Is. 2, 118. DOI: 10.3847/1538-4357/ac5ab2, arXiv: 2203.02522 [astro-ph.GA].
23. Haslbauer, M., Banik, I., Kroupa, P., et al. (2024). The Magellanic Clouds are very rare in the IllustrisTNG simulations. *Universe*, **10**(10), 385. DOI: 10.3390/universe10100385.
24. Heida, M., Jonker, P. G., Torres, M. A. P., et al. (2014). Near-infrared counterparts of ultraluminous X-ray sources. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **442**, Is. 2, 1054–1067. DOI: 10.1093/mnras/stu928.
25. Helou, G., Soifer, B. T., Rowan-Robinson, M. (1985). Thermal infrared and nonthermal radio: remarkable correlation in disks of galaxies. *Astrophys. J.*, **298**, L7–L11. DOI: 10.1086/184556.

26. Inoue, A. K. (2011). Rest-frame ultraviolet-to-optical spectral characteristics of extremely metal-poor and metal-free galaxies. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **415**, Is. 3, 2920–2931. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2011.18906.x, arXiv: 1102.5150 [astro-ph.CO].
27. Karachentsev, I. D., Makarova, L. N., Anand, G. S., et al. (2022). Around the Spindle Galaxy: The Dark Halo Mass of NGC 3115. *Astron. J.*, **163**, Is. 5, 234. DOI: 10.3847/1538-3881/ac5ab5.
28. Karachentseva, V. E. (1973). The Catalogue of Isolated Galaxies. *Astrof. Issledovanija Byu. Spec. Ast. Obser.*, **8**, 3–49.
29. Kauffmann, G., Heckman, T. M., Tremonti, C., et al. (2003). The host galaxies of active galactic nuclei. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **346**, Is. 4, 1055–1077. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2003.07154.x, arXiv: astro-ph/0304239 [astro-ph].
30. Kewley, L. J., Dopita, M. A., Sutherland, R. S., et al. (2001). Theoretical Modeling of Starburst Galaxies. *Astrophys. J.*, **556**, Is. 1, 121–140. DOI: 10.1086/321545, arXiv: astro-ph/0106324 [astro-ph].
31. Knapik, J., Soida, M., Dettmar, R.-J., et al. (2000). Detection of spiral magnetic fields in two flocculent galaxies. *Astron. and Astrophys.*, **362**, 910–920. DOI: 10.48550/arXiv.astro-ph/0009438.
32. Kompaniets, O. V. (2023). Multiwavelength properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei modelled with CIGALE. *Space Sci. and Technol.*, **29**(5), 88–98. DOI: 10.15407/knit2023.05.088.
33. Konovalenko, A., Sodin, L., Zakharenko, V., et al. (2016). The modern radio astronomy network in Ukraine: UTR-2, URAN and GURT. *Exp. Astron.*, **42**, Is. 1, 11–48. doi: 10.1007/s10686-016-9498-x
34. Kourkchi, E., Tully, R. B. (2017). Galaxy Groups Within 3500 km/s. *Astrophys. J.*, **843**, Is. 1, 16. DOI: 10.3847/1538-4357/aa76db.
35. Leroy, A. K., Walter, F., Bigiel, F., et al. (2008). The Star Formation Efficiency in Nearby Galaxies: Measuring Where Gas Forms Stars Effectively. *Astrophys. J.*, **136**, Is. 6, 2782–2845. DOI: 10.1088/0004-6256/136/6/2782, arXiv: 0810.2556 [astro-ph].
36. Liu, G., Koda, J., Calzetti, D., et al. (2011). The Super-linear Slope of the Spatially Resolved Star Formation Law in NGC 3521 and NGC 5194 (M51a). *Astrophys. J.*, **735**, Is. 1, 63. DOI: 10.1088/0004-637X/735/1/63.
37. López, K. M., Jonker, P. G., Heida, M. (2015). Discovery and analysis of a ULX nebula in NGC 3521. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **489**, Is. 1, 1249–1264. DOI: 10.1093/mnras/stz2127.
38. Masci, F. J., Laher, R. R., Rusholme, B., et al. (2018). The Zwicky Transient Facility: Data Processing, Products, and Archive. *Publ. Astron. Soc. Pacif.*, **131**, 995.
39. McGaugh, S. S. (2016). The Surface Density Profile of the Galactic Disk from the Terminal Velocity Curve. *Astrophys. J.*, **816**, Is. 1, 42. DOI: 10.3847/0004-637X/816/1/42.
40. Melnyk, O., Karachentseva, V., Karachentsev, I. (2015). Star formation rates in isolated galaxies selected from the Two-Micron All-Sky Survey. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **451**, Is. 2, 14. DOI: 10.1093/mnras/stv950
41. Moustakas, J., Kennicutt, R. C. J. (2006). An Integrated Spectrophotometric Survey of Nearby Star-forming Galaxies. *Astrophys. J. Suppl. Ser.*, **164**, Is. 1, 81–98. DOI: 10.1086/500971, arXiv: astro-ph/0511729 [astro-ph].
42. Moustakas, J., Kennicutt, R. C. J. (2007). VizieR Online Data Catalog: Spectrophotometry of nearby galaxies (Moustakas+, 2006). *VizieR Online Data Catalog, J/ApJS/164/81*. DOI: 10.26093/cds/vizie.21640081.
43. Muñoz-Mateos, J. C., Gil de Paz, A., Boissier, S., et al. (2009). Radial Distribution of Stars, Gas, and Dust in SINGS Galaxies. I. Surface Photometry and Morphology. *Astrophys. J.*, **703**, Is. 2, 1569–1596. DOI: 10.1088/0004-637X/703/2/1569, arXiv: 0909.2648 [astro-ph.CO].
44. Netzer, H. (1990). AGN emission. *Active Galactic Nuclei*. Eds R. D. Blandford, H. Netzer, L. Woltjer.
45. Noll, S., Burgarella, D., Giovannoli, E., et al. (2009). Analysis of galaxy spectral energy distributions from far-UV to far-IR with CIGALE: studying a SINGS test sample. *Astron. and Astrophys.*, **507**, Is. 3, 1793–1813. DOI: 10.1051/0004-6361/200912497, arXiv: 0909.5439 [astro-ph.CO].
46. Pilyugin, L. S., Tautvaišienė, G., Lara-López, M. A. (2023). Searching for Milky Way twins: Radial abundance distribution as a strict criterion. *Astron. and Astrophys.*, **676**, A57. DOI: 10.1051/0004-6361/202346503, arXiv: 2306.09854 [astro-ph.GA].
47. Pulatova, N. G., Vavilova, I. B., Sawangwit, U., et al. (2015). The 2MIG isolated AGNs. I. General and multiwavelength properties of AGNs and host galaxies in the northern sky. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **447**, Is. 3, 2209–2223. DOI: 10.1093/mnras/stu2556
48. Pulatova, N. G., Vavilova, I. B., Vasylenko, A. A., et al. (2023). Radio properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **39**, Is. 2, 47–72. DOI: 10.15407/kfnt2023.02.047
49. Regan, M. W., Thornley, M. D., Vogel, S. N., et al. (2006). The Radial Distribution of the Interstellar Medium in Disk Galaxies: Evidence for Secular Evolution. *Astrophys. J.*, **652**, Is. 2, 1112–1121. DOI: 10.1086/505382.
50. Rosolowsky, E., Hughes, A., Leroy, A., et al. (2021). Giant molecular cloud catalogues for PHANGS-ALMA: methods and initial results. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **502**, Is. 1, 1218–1245. DOI: 10.1093/mnras/stab085.

51. Schawinski, K., Kaviraj, S., Khochfar, S., et al. (2007). Observational evidence for AGN feedback in early-type galaxies. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **382**, Is. 4, 1415–1431. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2007.12487.x, arXiv: 0709.3015 [astro-ph].
52. Serote Roos, M., Boisson, C., Joly, M. (1998). Stellar populations in active galactic nuclei - I. The observations. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **301**, Is. 1, 1–14. DOI: 10.1046/j.1365-8711.1998.01462.x, arXiv: astro-ph/9804033 [astro-ph].
53. Spinoglio, L., Malkan, M. A. (1989). The 12 Micron Galaxy Sample. I. Luminosity Functions and a New Complete Active Galaxy Sample. *Astrophys. J.*, **342**, 83. DOI: 10.1086/167577.
54. Thornley, M. D. (1996). Uncovering Spiral Structure in Flocculent Galaxies. *Astrophys. J.*, **469**, 45. DOI: 10.1086/310250.
55. Van Gorkom, J. H., Knapp, G. R., Ekers, R. D., et al. (1986). The distribution and kinematics of H I in the active elliptical galaxy NGC 1052. *Astrophys. J.*, **91**, 791–807. DOI: 10.1086/114060.
56. Vasylenko, A. A., Vavilova, I. B., Pulatova, N. G. (2020). Isolated AGNs NGC 5347, ESO 438-009, MCG-02-04-090, and J11366-6002: Swift and NuSTAR joined view1. *Astron. Nachr.*, **341**, Is. 8, 801–811. DOI: 10.1002/asna.202013783
57. Vavilova, I., Dobrycheva, D., Vasylenko, M. et al. (2020). Multiwavelength extragalactic surveys: Examples of data mining. Knowledge discovery in big data from astronomy and Earth observation, 1st Edition. Ed. by P. Skoda and A. Fathallahman. Elsevier, 307–323. doi: 10.1016/B978-0-12-819154-5.00028-X
58. Vavilova, I. B., Dobrycheva, D. V., Vasylenko, M. Y., et al. (2021). Machine learning technique for morphological classification of galaxies from the SDSS. I. Photometry-based approach. *Astron. and Astrophys.*, **648**, id. A122, 14 p. DOI: 10.1051/0004-6361/202038981
59. Vavilova, I. B., Fedorov, P. N., Dobrycheva, D. V. et al. (2024). An advanced approach for definition of the “Milky Way galaxies-analogues”. *Space Sci. and Technol.*, **30**(4), 81–90. DOI: 10.15407/knit2024.04.081.
60. Vavilova, I. B., Khramtsov, V., Dobrycheva, D. V., et al. (2022). Machine learning technique for morphological classification of galaxies from SDSS. II. The image-based morphological catalogs of galaxies at $0.02 < z < 0.1$. *Space Sci. and Technol.*, **28**, Is. 1, 3–22. Doi: 10.15407/knit2022.01.003
61. Vila-Vilaro, B., Cepa, J., Zabludoff, A. (2015). The Arizona Radio Observatory Survey of Molecular Gas in Nearby Normal Spiral Galaxies I: The Data. *Astrophys. J. Suppl. Ser.*, **218**, Is. 2, 28. DOI: 10.1088/0067-0049/218/2/28.
62. Vol'vach, A. E., Vol'vach, L. N., Kut'kin, A. M., et al. (2011). Multi-frequency studies of the non-stationary radiation of the blazar 3C 454.3. *Astron. Rep.*, **55**, Is. 7, 608–615. doi: 10.1134/S1063772911070092
63. Walter, F., Brinks, E., de Blok, W. J. G., et al. (2008). THINGS: The H I Nearby Galaxy Survey. *Astrophys. J.*, **136**, Is. 6, 2563–2647. DOI: 10.1088/0004-6256/136/6/2563, arXiv: 0810.2125 [astro-ph].
64. Warren, B. E., Wilson, C. D., Israel, F. P., et al. (2010). The James Clerk Maxwell Telescope Nearby Galaxies Legacy Survey. II. Warm Molecular Gas and Star Formation in Three Field Spiral Galaxies. *Astrophys. J.*, **714**, Is. 1, 571–588. DOI: 10.1088/0004-637X/714/1/571.
65. Zeilinger, W. W., Vega Beltrán, J. C., Rozas, M., et al. (2001). NGC 3521: Stellar Counter-Rotation Induced by a Bar Component. *Astrophys. and Space Sci.*, **276**, Is. 2/4, 643–650. DOI: 10.1023/A:1017548101623.
66. Zibetti, S., Groves, B. (2011). Resolved optical-infrared spectral energy distributions of galaxies: universal relations and their breakdown on local scales. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **417**, Is. 2, 812–834. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2011.19286.x

Стаття надійшла до редакції 06.11.2024

Після доопрацювання 18.11.2024

Прийнято до друку 18.11.2024

Received 06.11.2024

Revised 18.11.2024

Accepted 18.11.2024

О. С. Пастовень^{1,2}, пров. інж.

<https://orcid.org/0009-0000-4309-034X>

О. В. Компанієць¹, мол. наук. співроб.

<https://orcid.org/0000-0002-8184-6520>

E-mail: kompaniets@mao.kiev.ua

І. В. Вавилова¹, д-р фіз.-мат. наук, проф., зав. відділу

<https://orcid.org/0000-0002-5343-1408>

І. О. Ізвєкова^{1,3}, мол. наук. співроб.

<https://orcid.org/0009-0009-4307-0627>

¹Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

²Фізичний факультет Київського національного університету імені Тараса Шевченка

проспект Академіка Глушкова 4, Київ, Україна, 03680

³Міжнародний центр астрономічних та медико-екологічних досліджень

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

NGC 3521 ЯК АНАЛОГ МОЛОЧНОГО ШЛЯХУ: СПЕКТРАЛЬНИЙ РОЗПОДІЛ ЕНЕРГІЇ ВІД УФ- ДО РАДІОДІАПАЗОНУ І ФОТОМЕТРИЧНА ЗМІННІСТЬ

Досліджено мультиспектральні властивості NGC 3521, галактики-близнюка Молочного Шляху, від ультрафіолетового до радіодіапазону, з використанням даних GALEX для ультрафіолетового, SDSS для оптичного, 2MASS, WISE, MIPS (Spitzer) і PACS, SPIRE (Herschel) для інфрачервоного та NRAO VLA для радіодіапазону. Для побудови спостережного спектрального розподілу енергії (SED) було використано програмне забезпечення CIGALE, у якому величину SED було змодельовано із використанням моделі А без урахування активного ядра і моделі В з модулем активного ядра галактики. Для підтвердження типу активності ядра NGC 3521 як LINER побудовано BPT-діаграму.

Досліджуючи дані спостережень ZTF для NGC 3521 у 2018—2024 роках, ми вперше виявили, що показники кольору $g - r$ мають тренд BWB (що яскравіший, то синіший) із коефіцієнтом Пірсона $r(g - r) = 0.56$, що є середнім ступенем кореляції. Додатково у роботі наведено результати обробки фотометричних даних, отриманих нами на телескопі Zeiss-600 з апертурою 8" в обсерваторії Терскол у 2021—2022 роках. Для виявлення змінності NGC 3521 протягом дня (IDV) було проведено спостереження у R-смузі з експозицією 90 с протягом трьох годин 11 лютого 2022 року. Дані демонструють тенденцію до збільшення блиску з амплітудою змінності 0.04 ± 0.001^m .

За результатами моделювання SED спостережуваним даним найкраще відповідає модель А, яка враховує внесок у випромінювання всіх компонентів галактики, припускаючи, що ядро галактики неактивне. У рамках моделі А отримано масу зоряного компонента $M_{\text{star}} = 2.13 \cdot 10^{10} M_{\text{Sun}}$, масу пилу $M_{\text{dust}} = 8.45 \cdot 10^7 M_{\text{Sun}}$ та темп зореутворення $SFR = 1.76 M_{\text{Sun}}/\text{рік}$ з відповідним значенням $\chi^2/\text{d.o.f} = 1.8$. На основі радіоданих з каталогу HIPASS було оцінено також масу нейтрального водню $M_{\text{HI}} = 1.3 \cdot 10^{10} M_{\text{Sun}}$, що за порядком збігається з масою зоряного компонента.

Ключові слова: галактики — багатоспектральні властивості, спектральний розподіл енергії, фотометрична змінність; галактики — індивідуальні — NGC 3521.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.084>
УДК 521.33:551.24

М. М. ФИС¹, д-р техн. наук, проф., проф. кафедри

ORCID ID: 0000-0001-8956-2293

E-mail: mykhailo.m.fys@lpnu.ua

А. М. БРИДУН¹, канд. фіз.-мат. наук, доцент, доцент кафедри

ORCID ID: 0000-0001-5634-0512

E-mail: andrii.m.brydun@lpnu.ua

І. І. ДЕМКІВ¹, д-р фіз.-мат. наук, проф., зав. кафедри

ORCID ID: 0000-0003-4015-8171

E-mail: ihor.i.demkiv@lpnu.ua

Т. М. ХОМЕТА^{1,2}, канд. техн. наук, старш. викл. кафедри ОМП, старш. викл. кафедри ПМіФ

ORCID ID: 0009-0003-6093-8682

E-mail: taras.m.khometa@lpnu.ua

¹ Національний університет «Львівська Політехніка»

вул. С. Бандери 12, Львів, Україна, 79013

² Українська академія друкарства

вул. Під Голоском 19, Львів, Україна, 79020

ЗВЕДЕННЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНИХ ПОСТІЙНИХ ПЛАНЕТ ЗЕМНОЇ ГРУПИ В ЄДИНУ ПЛАНЕТАРНУ СИСТЕМУ КООРДИНАТ

Дві групи величин, що характеризують планету як небесне тіло, — динамічне стиснення та параметри зовнішнього гравітаційного поля планети — задаються в різних системах координат. Проте сучасні запити природничих наук про планети, включаючи Землю, потребують спільного застосування цих параметрів, що вимагає їхнього подання в єдиній системі координат. У більшості випадків коефіцієнти розкладу гравітаційного поля до сьогодні приводяться в систему координат, пов'язану з головними осями планетарного еліпсоїда, в якій назначається динамічне стиснення. Логічніше робити навпаки: виразити динамічне стиснення планети в її загальнопланетарній прямокутній системі координат, залишаючи незмінними коефіцієнти розкладу гравітаційного поля в ряд. Це значно скорочує кількість обчислень та похибку при зведенні до планетарної системи координат, яка стає все більш уживаною у практиці у зв'язку з її використанням в GPS-технологіях. У роботі наведено формулу динамічного стиснення планети через всі тензори другого порядку гравітаційного поля небесних тіл Земної групи Сонячної системи. Виконано зведення параметрів в єдину прямокутну систему координат для цих планет. Для конкретних моделей гравітаційного поля планет визначено коефіцієнти пропорційності, з якими входять тензори інерції. На прикладі планети Земля показано можливість застосування при побудові тривимірних моделей розподілу мас надр небесного тіла до другого порядку включно та виконано порівняння обчислень значень щільності в двох різних системах координат. Результати порівняння підтвердили правильність алгоритму зведення в одну систему координат. Завдяки такому підходу спрощується інтерпретація отриманих результатів, оскільки появляється можливість безпосереднього використання наявних картографічних матеріалів для візуалізації отриманих результатів. Це, в свою чергу, дає змогу пов'язати особливості розподілу неоднорідностей мас планет з географією особливостей фігури небесного тіла.

Ключові слова: планетарна система координат, динамічне стиснення, гравітаційне поле, розподіл мас, щільність.

Цитування: Фис М. М., Бريدун А. М., Демків І. І., Хомета Т. М. Зведення фундаментальних постійних планет земної групи в єдину планетарну систему координат. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6 (151). С. 84—93. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.084>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

Вступ. Для небесних тіл в основному розрізняють дві системи координат, пов'язаних з ними. Параметри гравітаційного поля планети (стоксові постійні) практично завжди описуються у планетарній системі координат $Ox_1x_2x_3$ [9], водночас така важлива величина, яка характеризує небесне тіло як механічну структуру, — динамічне стиснення H [1] (астрономічний параметр) — визначається в системі $Oy_1y_2y_3$, осі якої є головними осями інерції цього тіла. Досить часто виникає необхідність розгляду значень параметрів обох типів в одній системі. Це стосується насамперед побудови тривимірних моделей щільності планет, де використовуються параметри гравітаційного поля планети [10] (постійні Стокса) та динамічне стиснення. На сьогодні стоксові постійні та величина H , подані в різних системах координат, зводились до однієї системи координат $Oy_1y_2y_3$ [7], що передбачало велику кількість обчислень та додаткових помилок. Більш раціонально є виразити величину H в системі координат $Ox_1x_2x_3$ [13]. Це вимагає переходу від однієї системи координат в іншу. У нашому випадку потрібно виконати поворот системи координат, який можна реалізувати різними способами, наприклад використати кути Ейлера [9] (рис. 1). Інший спосіб базується на мультипольному поданні гравітаційного поля [7].

Подання частини потенціалу кульовими функціями у прямокутній системі координат до другого порядку включно можна розглядати як квадратичну форму. Це дає можливість використати математичний апарат зведення квадратичної форми до канонічного вигляду та породжує алгоритм зображення величин в системі координат $Ox_1x_2x_3$ [3]. Один з варіантів реалізації подано в роботі [6]. Адаптуючи його, здійснимо обернений перехід від системи $Oy_1y_2y_3$ до загальнопланетарної Y та виразимо формулу для динамічного стиснення в ній.

Виклад основного матеріалу. Поворот системи координат $Oy_1y_2y_3$ у матричному вигляді можна подати так [6]:

$$X = AY, \quad (1)$$

де

$$X = (x_1x_2x_3), \quad Y = (y_1y_2y_3), \\ A = (a_{11}a_{12}a_{13}a_{21}a_{22}a_{23}a_{31}a_{32}a_{33}).$$

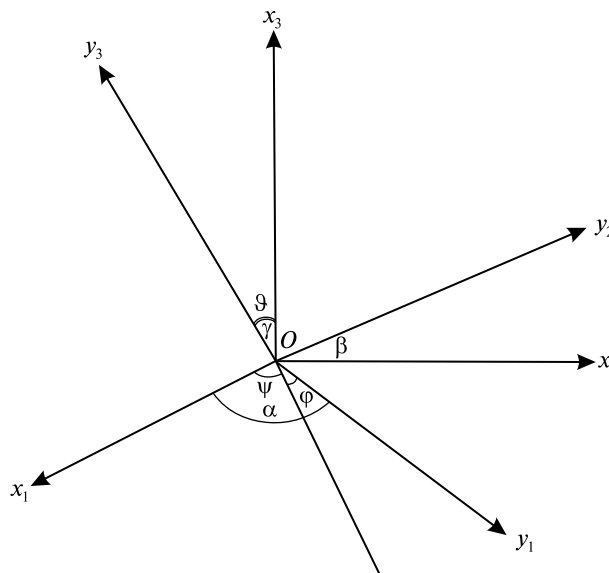


Рис. 1. Кути поворотів системи координат та кути Ейлера

Обернений перехід від системи координат X до Y такий:

$$Y = A^{-1}X = BX, \quad (2)$$

де

$$B = A^{-1} = (b_{11}b_{12}b_{13}b_{21}b_{22}b_{23}b_{31}b_{32}b_{33}). \quad (3)$$

Формула для динамічного стиснення H в системі координат $Oy_1y_2y_3$ [1]:

$$H = \frac{C - (A + B)/2}{C} = \frac{C_{20}}{\int_{\tau} \delta(y_1^2 + y_2^2) d\tau} = \frac{C_{20}}{2(C_{20} - \int_{\tau} \delta y_3^2 d\tau)}, \quad (4)$$

де

$$C = \int_{\tau} \delta(y_1^2 + y_2^2) d\tau,$$

$$A = \int_{\tau} \delta(y_2^2 + y_3^2) d\tau,$$

$$B = \int_{\tau} \delta(y_1^2 + y_3^2) d\tau.$$

Для запису (4) у планетарній системі координат використаємо запис потенціалу рядом за многочленами Лежандра та кульовими функціями [1]:

$$V = \frac{G}{R} \sum_{n=0}^{\infty} \int_{\tau} \delta \left(\frac{\rho}{R} \right)^n P_n(\cos \gamma) d\tau = \sum_{n=0}^{\infty} V_n, \quad (5)$$

де γ — кут між радіусом-вектором точки (x_1, x_2, x_3) та (ξ, η, ζ) ,

$$\cos \gamma = \frac{\xi x_1 + \eta x_2 + \zeta x_3}{\rho R},$$

R — радіус сфери для збіжності.

Другий член рівності (5) у прямокутній системі координат $Ox_1x_2x_3$ набуде вигляду [18, 19]

$$V_2 = \frac{GM}{2R^4} [x_1^2 (-C_{20} + 6C_{22}) - x_2^2 (C_{20} + 6C_{22}) + 2C_{20}x_3^2 + 6C_{21}x_1x_3 + 6S_{21}x_2x_3 + 12S_{22}x_1x_2], \quad (6)$$

де

$$\begin{aligned} C_{20} &= \frac{1}{MR^2} \int_{\tau} \delta \left(\zeta^2 - \frac{1}{2} (\xi^2 + \eta^2) \right) d\tau, \\ C_{22} &= \frac{1}{4MR^2} \int_{\tau} \delta (\xi^2 - \eta^2) d\tau, \\ C_{21} &= \frac{1}{MR^2} \int_{\tau} \delta (\zeta \xi) d\tau, \\ S_{21} &= \frac{1}{MR^2} \int_{\tau} \delta (\zeta \eta) d\tau, \\ S_{22} &= \frac{1}{MR^2} \int_{\tau} \delta (\xi \eta) d\tau. \end{aligned}$$

Доданок V_2 можна записати у матричному вигляді:

$$V_2 = X^T DX,$$

де

$$\begin{aligned} D &= (-C_{20} + 6C_{22} \ 6S_{22} \ 3C_{21} \ 6S_{22} - C_{20} - \\ &\quad - 6C_{22} \ 3S_{21} \ 3C_{21} \ 3S_{21} \ 2C_{20}), \\ X &= \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{pmatrix}, \quad X^T = (x_1, x_2, x_3). \end{aligned}$$

Перехід від системи координат $X(Ox_1x_2x_3)$ до $Y(Oy_1y_2y_3)$ визначається перетворенням величини

$$V_2 = Y^T (A^{-1})^T DA^{-1} Y.$$

Матриця D' квадратичної форми в системі координат $Y(Oy_1y_2y_3)$, де $D' = (A^{-1})^T DA^{-1}$ має діагональний вигляд в системі координат, осі якої — головні моменти інерції.

У цьому випадку алгоритм приведення наступний. Визначаємо власні значення матриці D з умови

$$|-C_{20} + 6C_{22} - \lambda \ 6S_{22} \ 3C_{21} \ 6S_{22} - C_{20} - 6C_{22} -$$

$$-\lambda \ 3S_{21} \ 3C_{21} \ 3S_{21} \ 2C_{20} - \lambda| = 0. \quad (7)$$

Тоді розкриття визначника (7) дає рівняння

$$\lambda^3 - p_2 \lambda - p_3 = 0, \quad (8)$$

де

$$p_1 = SP(D) = 0,$$

$$p_2 = 4C_{20}^2 + 9C_{21}^2 + 9S_{21}^2 + 36C_{22}^2 + 36S_{22}^2,$$

$$p_3 = \det(D).$$

Всі власні значення матриці D є дійсними, оскільки вона симетрична, та у тригонометричній формі подаються так [6]:

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= 2\sqrt{\frac{p_2}{3}} \cos \frac{\alpha}{3}, \\ \lambda_2 &= -2\sqrt{\frac{p_2}{3}} \cos \left(\frac{\alpha}{3} + \frac{\pi}{3} \right), \\ \lambda_3 &= -2\sqrt{\frac{p_2}{3}} \cos \left(\frac{\alpha}{3} - \frac{\pi}{3} \right), \\ \cos \alpha &= -\frac{p_3}{2\sqrt{\left(\frac{p_2}{3}\right)^3}}. \end{aligned}$$

Подібний розв'язок знаходимо в роботі [23], де він представлений у дещо зміненому замкнутому вигляді.

Корені рівняння (8) можна шукати наближеними методами, наприклад методом Ньютона [2] або ж за допомогою пакетів прикладних програм [5].

Для визначення зв'язку між системами координат (матриці A) необхідно знайти власні вектори U^i для значень λ_i , які є розв'язками системи рівнянь:

$$\begin{aligned} &(-C_{20} + 6C_{22} - \lambda_i \ 6S_{22} \ 3C_{21} \ 6S_{22} - C_{20} - \\ &- 6C_{22} - \lambda_i \ 3S_{21} \ 3C_{21} \ 3S_{21} \ 2C_{20} - \lambda_i) (t_1^i t_2^i t_3^i) = 0, \\ U^i &= (t_1^i t_2^i t_3^i), \quad i = 1, 2, 3. \end{aligned}$$

Один зі способів отримання власних векторів матриці D є метод Крилова [2], алгоритм якого записується у вигляді

$$U^i = q_{ji} V^{n-j-i},$$

де

$$q_{0i} = 1, \quad q_{ji} = p_j + \lambda_i q_{j-i},$$

$i = j = 1, 2, 3$, V^0 — довільний вектор, наприклад $V^0 = (111)$, $V^i = DV^{i-1}$. Можна також скориста-

Таблиця 1. Динамічне стиснення планет земної групи

Планета	Земля [16]	Марс [8]	Венера [17]	Місяць [4]
Динамічне стиснення $H \times 10^3$	3.273995	5.220 ± 0.032	0.005225	6.31

Таблиця 2. Стоксові постійні другого порядку

Стоксові постійні	Земля [24]	Марс [22]	Венера [21]	Місяць [20]
$c_{2,0}$	$-4.84169325970501 \cdot 10^{-4}$	$-8.7450441550857710 \cdot 10^{-4}$	$-0.196972335776 \cdot 10^{-5}$	$-0.908835799357 \cdot 10^{-4}$
$c_{2,1}$	$-2.18981004071201 \cdot 10^{-10}$	$9.4588820913966228 \cdot 10^{-11}$	$0.2680268978050000 \cdot 10^{-7}$	$0.247773571021 \cdot 10^{-9}$
$s_{2,1}$	$1.4674516361170 \cdot 10^{-9}$	$-1.1401847225988890 \cdot 10^{-10}$	$0.1324780256340000 \cdot 10^{-7}$	$0.693154521883 \cdot 10^{-9}$
$c_{2,2}$	$2.4393490935020 \cdot 10^{-6}$	$-8.4585751018071385 \cdot 10^{-5}$	$0.8577798458089999 \cdot 10^{-6}$	$0.346733624831 \cdot 10^{-4}$
$s_{2,2}$	$-1.4002848577330 \cdot 10^{-6}$	$4.8905551075504369 \cdot 10^{-5}$	$-0.9553616380009999 \cdot 10^{-7}$	$0.505152152374 \cdot 10^{-10}$

Таблиця 3. Власні числа квадратичних форм

Планета	$\lambda_1 \times 10^3$	$\lambda_2 \times 10^3$	$\lambda_3 \times 10^3$
Земля	-1.0935290247	1.0717420263	-2.1652710551
Марс	2.3338658187	1.5770368207	-3.9109026394
Венера	$7.7477577483 \cdot 10^{-3}$	$1.0620555521 \cdot 10^{-3}$	$-8.8098133004 \cdot 10^{-3}$
Місяць	$3.3751121823 \cdot 10^{-1}$	$6.8932507336 \cdot 10^{-2}$	$-4.0644372557 \cdot 10^{-1}$

тись готовим програмним продуктом з пакету прикладних програм [5].

Використання теоретичних засад методу для визначення основних параметрів планет земної групи. Застосуємо формули та алгоритм для дослідження планет земної групи. Для початку у табл. 1 наведемо динамічне стиснення H , відоме для планет земної групи.

Для подальших обчислень у табл. 2 наведемо параметри гравітаційного поля планет другого порядку.

Знаходимо власні числа квадратичних форм, що відповідають гравітаційному полю небесних тіл, поданих в декартовій системі координат (табл. 3).

Розв'язки задають матрицю зв'язку

$$A = (t_1^1 t_1^2 t_1^3 t_2^1 t_2^2 t_2^3 t_3^1 t_3^2 t_3^3).$$

Результати обчислень власних векторів матриці обома способами подаємо у табл. 4.

Таблиця 4. Власні вектори для чотирьох небесних тіл, що відповідають моделі [24]

	U^1	U^2	U^3
Земля			
t_1^i	-0.96624679	0.25761821	$2.57446493 \cdot 10^{-7}$
t_1^i	0.25761821	0.96624679	$-1.75454422 \cdot 10^{-6}$
t_1^i	$7.00759385 \cdot 10^{-7}$	$1.62899981 \cdot 10^{-6}$	1
Марс			
t_1^i	0.25911845	-0.96584555	$-6.86512412 \cdot 10^{-8}$
t_1^i	0.96584555	0.25911845	$7.33933387 \cdot 10^{-8}$
t_1^i	$-5.30978263 \cdot 10^{-8}$	$-8.53240641 \cdot 10^{-8}$	1
Венера			
t_1^i	-0.99844689	0.05534323	$-6.39862881 \cdot 10^{-3}$
t_1^i	0.05537822	0.99845071	$-5.42598331 \cdot 10^{-3}$
t_1^i	$-6.08842401 \cdot 10^{-3}$	$5.77190056 \cdot 10^{-3}$	0.99996481
Місяць			
t_1^i	1	$-7.28464315 \cdot 10^{-7}$	$-1.28989237 \cdot 10^{-6}$
t_1^i	$7.2845703 \cdot 10^{-7}$	1	$-5.64726522 \cdot 10^{-6}$
t_1^i	$1.28989649 \cdot 10^{-6}$	$5.64726428 \cdot 10^{-6}$	1

Після повороту системи координат матриця D матиме вигляд $D' = (\lambda_1 000 \lambda_2 000 \lambda_3)$, при цьому стоксові постійні другого порядку в новій системі координат запишуться як

$$C'_{20} = \frac{\lambda_3}{2},$$

$$C'_{22} = \frac{\lambda_1 - \lambda_2}{2}.$$

Отримані значення C'_{20} і C'_{22} для наведеного прикладу приведено у табл. 5.

Кути між осями двох систем координат та кути Ейлера ϑ, φ, ψ (див. табл. 6) визначаються за допомогою елементів матриці $A(a_{ij} \equiv t_i^j)$:

$$\gamma = \arccos \frac{a_{33}}{\sqrt{a_{13}^2 + a_{23}^2 + a_{33}^2}},$$

$$\beta = \arccos \frac{a_{22}}{\sqrt{a_{12}^2 + a_{22}^2 + a_{32}^2}},$$

$$\alpha = \arccos \frac{a_{11}}{\sqrt{a_{11}^2 + a_{21}^2 + a_{31}^2}}.$$

Кути Ейлера ϑ, φ, ψ :

якщо $\vartheta \neq 0$, то

$$\vartheta = \arccos a_{33},$$

$$\psi = \arcsin \left(\frac{a_{13}}{\sin \vartheta} \right), \quad \varphi = \arcsin \left(\frac{a_{31}}{\sin \vartheta} \right);$$

якщо $\vartheta = 0$, то $\psi = \varphi = \beta$.

Результати табл. 6 показують, що найбільший розворот системи координат в горизонтальній площині характерний для Марса, що може свідчити про динамічну нестабільність його фігури. Значно менша величина розвороту для Землі та Венери може бути наслідком їхньої відносної стабільності, хоч для Венери характерне порівняно значне відхилення по осі Z . Не маючи вагомого пояснення цьому факту, можна його

Таблиця 5. Значення стоксових постійних другого порядку

Планета	C_{20}		C_{22}	
	$Ox_1x_2x_3$	$Oy_1y_2y_3$	$Ox_1x_2x_3$	$Oy_1y_2y_3$
Земля	$-1.08263552549 \cdot 10^{-3}$	$-1.0826355255 \cdot 10^{-3}$	$1.57459306912 \cdot 10^{-6}$	$5.4467496079 \cdot 10^{-6}$
Марс	$-1.955451319701 \cdot 10^{-3}$	$-1.9554513197 \cdot 10^{-3}$	$-5.459986750324 \cdot 10^{-5}$	$1.892072495 \cdot 10^{-4}$
Венера	$-4.40443532482 \cdot 10^{-6}$	$-4.4049066502 \cdot 10^{-6}$	$5.536945095884 \cdot 10^{-7}$	$1.6714255491 \cdot 10^{-6}$
Місяць	$-2.032218627748 \cdot 10^{-4}$	$-2.0322186278 \cdot 10^{-4}$	$2.238155924234 \cdot 10^{-5}$	$6.7144677723 \cdot 10^{-5}$

Таблиця 6. Значення кутів повороту системи та кути Ейлера для планет земної групи

Небесне тіло	Кути повороту системи координат			Кути Ейлера		
	α	β	γ	ϑ	φ	ψ
Земля	14.929	14.929	$1.016 \cdot 10^{-4}$	$1.016 \cdot 10^{-4}$	0.145	0.395
Марс	105.018	74.982	$5.727 \cdot 10^{-6}$	$5.791 \cdot 10^{-6}$	-0.679	-0.525
Венера	3.194	3.19	0.481	0.481	-0.793	-0.754
Місяць	0	$3.262 \cdot 10^{-4}$	$3.319 \cdot 10^{-4}$	$3.319 \cdot 10^{-4}$	-0.223	0.223

Таблиця 7. Коефіцієнти при тензорах гравітаційного поля

Планета	d_A	d_B	d_C	d_D	d_E	d_F
Земля	1	1	$3.145 \cdot 10^{-12}$	$9.032 \cdot 10^{-13}$	$-5.149 \cdot 10^{-7}$	$3.509 \cdot 10^{-6}$
Марс	1	1	$1.01 \cdot 10^{-14}$	$1.021 \cdot 10^{-14}$	$1.373 \cdot 10^{-7}$	$-1.468 \cdot 10^{-7}$
Венера	1	1	$7.038 \cdot 10^{-5}$	$-6.944 \cdot 10^{-5}$	0.013	0.011
Місяць	1	1	$3.356 \cdot 10^{-11}$	$-1.457 \cdot 10^{-11}$	$2.58 \cdot 10^{-6}$	$1.129 \cdot 10^{-5}$

обґрунтувати недостатньою якістю гравітаційної моделі.

Рівність (2) в розгорнутій формі з урахуванням (3) має вигляд

$$\begin{aligned} y_1 &= b_{11}x_1 + b_{12}x_2 + b_{13}x_3 y_2 = \\ &= b_{21}x_1 + b_{22}x_2 + b_{23}x_3 y_3 = \\ &= b_{31}x_1 + b_{32}x_2 + b_{33}x_3. \end{aligned} \quad (9)$$

Для отримання рівності (4) використаємо співвідношення (9):

$$\begin{aligned} H &= -C_{20} / \int_{\tau} \delta((b_{11}x_1 + b_{12}x_2 + b_{13}x_3)^2 + \\ &+ (b_{21}x_1 + b_{22}x_2 + b_{23}x_3)^2) d\tau, \end{aligned} \quad (10)$$

$$H = \frac{-C_{20}}{Ad_A + Bd_B + Cd_C + Dd_D + Ed_E + Fd_F}, \quad (11)$$

де

$$\begin{aligned} d_A &= b_{11}^2 + b_{21}^2, \\ d_B &= (b_{12}^2 + b_{22}^2), \\ d_C &= b_{13}^2 + b_{23}^2, \\ d_D &= 2(b_{11}b_{12} + b_{21}b_{22}), \\ d_E &= 2(b_{11}b_{13} + b_{21}b_{23}), \\ d_F &= 2(b_{12}b_{13} + b_{23}b_{23}). \end{aligned}$$

Інтегральні вирази, що входять у формули (10) та (4), —

$$\begin{aligned} I_{pqs} &= \frac{1}{Ma_l^N} \int_{\tau} \delta x_1^p x_2^q x_3^s d\tau, \\ I'_{pqs} &= \frac{1}{Ma_l^N} \int_{\tau} \delta y_1^p y_2^q y_3^s d\tau. \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} A &= \frac{1}{Ma_l^2} \int_{\tau} \delta(x_1^2 + x_2^2) d\tau, \\ B &= \frac{1}{Ma_l^2} \int_{\tau} \delta(x_1^2 + x_2^2) d\tau, \\ C &= \frac{1}{Ma_l^2} \int_{\tau} \delta(x_1^2 + x_2^2) d\tau, \\ D &= \frac{1}{Ma_l^2} \int_{\tau} \delta x_1 x_2 d\tau, \\ E &= \frac{1}{Ma_l^2} \int_{\tau} \delta x_1 x_3 d\tau, \end{aligned}$$

$$F = \frac{1}{Ma_l^2} \int_{\tau} \delta x_2 x_3 d\tau$$

називають **степеневими моментами щільності** [3] (вони ж моменти інерції в теоретичній чи небесній механіці [11]). Коефіцієнти при тензорах гравітаційного поля приведено у табл. 7.

Параметри зовнішнього гравітаційного поля до другого порядку включно визначаються сукупністю моментів відповідного порядку (визначають тензор інерції небесного тіла [3, 11]). Тому вираз (10) в позначеннях (11) набуде вигляду [14]:

$$\begin{aligned} H &= C_{20} / \{2[C_{20}(1 + b_{31}^2 + b_{32}^2) + \\ &+ 2C_{22}(b_{31}^2 + b_{32}^2) - (b_{31}^2 + b_{32}^2 + b_{33}^2)I_{002} + \\ &+ b_{31}b_{32}S_{22} + 2b_{31}b_{33}C_{21} + 2b_{32}b_{33}S_{21}]\}, \end{aligned} \quad (13)$$

звідки

$$\begin{aligned} I_{002} &= \frac{1}{b_{31}^2 + b_{32}^2 + b_{33}^2} [C_{20} / 2H + \\ &+ C_{20}(1 + b_{31}^2 + b_{32}^2) + 2C_{22}(b_{31}^2 + b_{32}^2) + \\ &+ b_{31}b_{32}S_{22} + 2b_{31}b_{33}C_{21} + 2b_{32}b_{33}S_{21}]. \end{aligned}$$

Використавши співвідношення між стоксовими постійними та рештою степеневих моментів другого порядку [6], визначаємо

$$\begin{aligned} I_{200} &= 2C_{22} - C_{20} + I_{002}, \\ I_{020} &= -2C_{22} - C_{20} + I_{002}, \\ I_{101} &= C_{21}, \quad I_{011} = S_{21}, \quad I_{110} = 2S_{22}. \end{aligned}$$

Розглянемо окремий випадок, коли одна з осей двох систем координат збігається з віссю обертання планет, а дві інші розташовані у площині екватора [14]. У центрі систем значення щільності збігаються та можуть бути визначені за методикою, поданою у роботі [15]. Використання такої системи координат дозволяє безпосередньо прив'язувати положення досліджуваних точок з їхнім розміщенням на карті без перетворення. Вигляд формул для динамічного стиснення при переході до цієї системи координат не змінюється. Це впливає з інваріантності стоксових постійних C_{n0} , зокрема C_{20} , а також з формули (4). Тому співвідношення для степеневих моментів є загальноприйнятими формулами

Таблиця 8. Різниці значень щільності $\Delta\delta_2$ у двох системах координат та їхня величина δ_2 у планетарній системі

Відносний радіус ρ	$\varphi = 45^\circ, \lambda = 45^\circ$		$\varphi = 30^\circ, \lambda = 30^\circ$	
	$\delta_2 \times \delta_C, \text{г/см}^3$	$\Delta\delta_2 \times \delta_C, \text{г/см}^3$	$\delta_2 \times \delta_C, \text{г/см}^3$	$\Delta\delta_2 \times \delta_C, \text{г/см}^3$
0	1.9193327	$1.989519660128 \cdot 10^{-11}$	1.9193327	$1.989519660120 \cdot 10^{-11}$
0.1	1.9039788	$2.189966729010 \cdot 10^{-10}$	1.9039316	$1.260166306157 \cdot 10^{-10}$
0.2	1.8579169	$8.163011014751 \cdot 10^{-10}$	1.8577281	$4.443809327675 \cdot 10^{-10}$
0.3	1.7811472	$1.811696809391 \cdot 10^{-9}$	1.7807223	$9.750146365197 \cdot 10^{-10}$
0.4	1.6736696	$3.205518816422 \cdot 10^{-9}$	1.6729143	$1.717838141591 \cdot 10^{-9}$
0.5	1.5354840	$4.997606498015 \cdot 10^{-9}$	1.5343039	$2.672931666476 \cdot 10^{-9}$
0.6	1.3665906	$7.187101647545 \cdot 10^{-9}$	1.3648912	$3.840372956383 \cdot 10^{-9}$
0.7	1.1669893	$9.775833440276 \cdot 10^{-9}$	1.1646762	$5.219672012213 \cdot 10^{-9}$
0.8	0.9366801	$1.276179703737 \cdot 10^{-8}$	0.9336589	$6.81144044997490 \cdot 10^{-9}$
0.9	0.6756630	$1.614707426176 \cdot 10^{-8}$	0.6718398	$6.811440449974 \cdot 10^{-9}$
1	0.3839380	$1.992845643659 \cdot 10^{-8}$	0.3792173	$1.063196365306 \cdot 10^{-8}$

(див., наприклад, роботу [9]). При цьому немає потреби приводити стоксові постійні в систему $Oy_1y_2y_3$, лише для функції розподілу мас 2-го порядку необхідно враховувати доданки з многочленами $W_{110}, W_{101}, W_{011}$ [11, 12], а тому врахування значень S_{21}, C_{21}, S_{22} в обчисленнях [11, 12] можна вважати обґрунтованим.

Для перевірки даного твердження обчислимо коефіцієнти розкладу до другого порядку включно:

$$b_{002} = \frac{7}{2} a_3^2 \delta_C (5I_{002} - I_{000}),$$

$$b_{200} = \frac{7}{2} a_1^2 \delta_C (5I_{200} - I_{000}),$$

$$b_{020} = \frac{7}{2} a_2^2 \delta_C (5I_{020} - I_{000}),$$

$$b_{110} = \frac{35}{2} a_1 a_2 \delta_C I_{110},$$

$$b_{101} = \frac{35}{2} a_1 a_3 \delta_C I_{101},$$

$$b_{011} = \frac{35}{2} a_2 a_3 \delta_C I_{011},$$

$$I_{000} = \delta_C,$$

$$b_{001} = a_3 \delta_C I_{001} = 0,$$

$$b_{010} = a_2 \delta_C I_{010},$$

$$b_{100} = a_1 \delta_C I_{100} = 0.$$

За формулами роботи [9] обчислюємо значення функції модельного розподілу δ_2 [10] у планетарній системі координат та різниці $\Delta\delta_2$ у двох системах координат. Результати обчислень приведено у табл. 8.

Висновки. Запропонований та апробований в роботі метод приведення величин з однієї системи координат в іншу дозволяє представляти динамічне стиснення в довільній системі координат. Елементи матриці зв'язку визначають кутові характеристики: кути повороту та кути Ейлера. Їхній аналіз дає можливість судити про динамічний стан фігури небесного тіла. Подані в статті дослідження підтверджують необхідність використання методики зведення параметрів планети в єдину систему координат для побудови тривимірних моделей щільності планет та дають можливість оцінювання при їхній неузгодженості. Наведений в роботі числовий приклад розкриває деталі можливого використання стоксових постійних гравітаційного поля без попереднього їхнього зведення до головних осей інерції для створення об'ємних структур планети.

ЛІТЕРАТУРА

1. Грушинский Н. П. *Основы гравиметрии*. М.: Наука, 1983. 352 с.
2. Демидович Б. П. *Основы вычислительной математики*. М.: Изд-во Физ.-мат. лит-ры, 1969. 658 с.
3. Дубошин Г. Н. *Небесная механика: основные задачи и методы*. М.: Наука, 1968. 799 с.
4. Заяць О. С. Автореферат дисертації на здобуття канд. техн. наук. Львів, 2006. 18 с.
5. Кирьянов Д. В. *Mathcad 15/MathcadPrime 1.0*. СПб.: БХВ-Петербург, 2012. 432 с.
6. Корн Г., Корн Т. *Справочник по математике для научных работников и инженеров*. М.: Наука, 1973. 831 с.
7. Марченко А. Н. Преобразование стоксовых постоянных при вращении координатной системы. *Геодезия, картография и аерофотосъемка*. 1977. № 25. С. 46—55.
8. Мещеряков Г. А., Церклевич А. Л. *Гравитационное поле, фигура и внутреннее строение Марса*. Киев: Наук. думка, 1987. 240 с.
9. Мещеряков Г. А., Фис М. М. Трехмерная и референсная плотностные модели Земли. *Геофиз. журн.* 1986. **8**, № 4. С. 68—75.
10. Мещеряков Г. А. *Задачи теории потенциала и обобщенная Земля*. М.: Наука, 1991. 216 с.
11. Мещеряков Г. А., Голикова А. В., Дейнека Ю. П. О некоторых новых моделях Земли. *Геофиз. сб. АН УССР*. 1974. № 60. С. 72—80.
12. Мещеряков Г. А., Дейнека Ю. П. Об эллипсоидальном распределении плотности земных недр. *Геофиз. сб. АН УССР*. 1978. № 86. С. 46—53.
13. Фис М. М. Приведення фундаментальних сталих у загальну планетарну систему відліку і використання їх при побудові тривимірних функцій розподілу мас планет. *Вісн. геодезії та картографії*. 2008. № 4. С. 11—13.
14. Фис М. М., Бريدун А. М., Юрків М. І. Алгоритм та основні формули зведення фундаментальних постійних до планетарної системи координат. *Вісник астрон. шк.* 2018. **14**, № 2. С. 56—61.
15. Фис М. М., Заузяк П. М., Черняга П. Г. Значення та варіації густини у центрі мас еліпсоїдальних планет. *Кинематика и физика небес. тел.* 2013. **29**, № 2. С. 62—68.
16. Яцкив Я. С. *Нутация в системе астрономических постоянных*. Киев, 1980. 59 с.
17. Bursa M., Sima Z. Dynamic and figure parameters of Venus and Mars. *Adv. Space Res.* 1985. **5**, № 8. P. 43—46.
18. Fys M., Brydun A., Yurkiv M. On representation of the internal spherical functions and their derivatives in the planetary coordinate system. *Math. Modeling and Computing*. 2019. **6**, № 2. P. 251—257.
19. Fys M., Brydun A., Yurkiv M. On approach to determine the internal potential and gravitational energy of ellipsoid. *Math. Modeling and Computing*. 2021. **8**, № 3. P. 359—367.
20. Konopliv A., Asmar S., Yung D. Resent gravity models as a result of the Lunar Prospector mission. *Icarus*. 2001. **150**. P. 1—18.
21. Konopliv A. S., Banerdt W. B., Sjogren W. L. Venus gravity: 180th degree and order model. *Icarus*. 1999. **139**. P. 3—18. <https://doi.org/10.1006/icar.1999.6086>
22. Lemoine F. G., Smith D. D., Rowlands D. E., et al. An improved solution of the gravity field of Mars (GMM-2B) from Mars Global Surveyor. *J. Geophys. Res.* 2001. **106**, № E10. P. 23359—23376. <https://doi.org/10.1029/2000JE001426>
23. Marchenko A. N., Schwintz P. Estimation of the Earth's tensor of inertia from recent global gravity field solutions. *J. Geodesy*. 2003. P. 495—509.
24. Pavlis N. K., Holmes S. A., Kenyon S. C., et al. An Earth Gravitational Model to degree 2160: EGM2008. EGU General Assembly. *Geophys. Res. Abstracts*. 2008. **10**. P. 2.

REFERENCES

1. Hrushynskyy N. P. (1983). *Basics of gravimetry*. M.: Nauka, 352 p. [in Russian].
2. Demydovych B. P. (1969). *Fundamentals of Computational Mathematics*. M.: Yz-vo F. M. Lyt., 658 p. [in Russian].
3. Duboshyn H. N. (1968). *Celestial mechanics: main tasks and methods*. M.: Nauka, 799 p. [in Russian].
4. Zaiats' O. S. (2006). Abstract of the dissertation for the development of Ph.D. L'viv, 18 p. [in Ukrainian].
5. Kyr'ianov D. V. (2012). *Mathcad 15/Mathcad Prime 1.0*. SPb.: BKhV-Peterburh, 432 p. [in Russian].
6. Korn H., Korn T. (1973). *Handbook of mathematics for scientists and engineers*. M.: Nauka, 831 p. [in Russian].
7. Marchenko A. N. (1977). Transformation of Stokes constants during rotation of the coordinate system. *Geodesy, cartography and aerial photography*, **25**, 46—55 [in Russian].
8. Mescheriakov H. A., Tserklevych A. L. (1987). *Gravitational field, figure and internal structure of Mars*. Kyiv: Nauk. Dumka, 240 p. [in Russian].
9. Mescheriakov H. A., Fys M. M. (1986) Three-dimensional and reference density models of the Earth. *Geophys. J.*, **8**, № 4, 68—75 [in Russian].
10. Mescheriakov H. A. (1991). *Problems of potential theory and the generalized Earth*. M.: Nauka, 216 p. [in Russian].
11. Mescheriakov H. A., Holykova A. V., Dejneka Yu. P. (1974). About some new models of the Earth. *Geophys. collection of the Academy of Sciences of the Ukrainian SSR*, **60**, 72—80 [in Russian].
12. Mescheriakov H. A., Dejneka Yu. P. (1978). On the ellipsoidal distribution of the density of the earth's interior. *Geophys. coll. Acad. of Sci. of the Ukrainian SSR*, **86**, 46—53 [in Russian].
13. Fys M. M. (2008). Reduction of the fundamental steels of the planetary system in general and their evolution in response to trivial functions of the subdivision of planets. *Bull. Geodesy and Cartography*, **4**, 11—13 [in Russian].
14. Fys M. M., Brydun A. M., Yurkiv M. I. (2018). Algorithm and basic formula for reducing fundamental stationary to the planetary coordinate system. *Bull. Astron. School*, **14**, № 2, 56—61 [in Ukrainian].
15. Fys M. M., Zazuliak P. M., Cherniaha P. H. (2013). Significance and variations of density near the centers of elliptical planets. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **29**, № 2, 62—68 [in Ukrainian].
16. YatskyvYa. S. (1980). *Nutation in the system of astronomical constants*. Kyiv, 59 p. [in Russian].
17. Bursa M., Sima Z. (1985). Dynamic and figure parameters of Venus and Mars. *Adv. Space Res.*, **5**, № 8, 43—46.
18. Fys M., Brydun A., Yurkiv M. (2019). On representation of the internal spherical functions and their derivatives in the planetary coordinate system. *Math. Modeling and Computing*, **6**, № 2, 251—257.
19. Fys M., Brydun A., Yurkiv M. (2021). On approach to determine the internal potential and gravitational energy of ellipsoid. *Math. Modeling and Computing*, **8**, № 3, 359—367.
20. Konopliv A., Asmar S., Yuang D. (2001). Resent gravity models as a result of the Lunar Prospector mission. *Icarus*, **150**, 1—18.
21. Konopliv A. S., Banerdt W. B., Sjogren W. L. (1999). Venus gravity: 180th degree and order model. *Icarus*, **139**, 3—18. <https://doi.org/10.1006/icar.1999.6086>
22. Lemoine F. G. Smith D. D., Rowlands D. E., et al. (2001). An improved solution of the gravity field of Mars (GMM-2B) from Mars Global Surveyor. *J. Geophys. Res.*, **106**, № E10, 23359—23376. <https://doi.org/10.1029/2000JE001426>
23. Marchenko A. N., Schwintzec P. (2003). Estimation of the Earth's tensor of inertia from recent global gravity field solutions. *J. Geodesy*, 495—509.
24. Pavlis N. K., Holmes S. A., Kenyon S. C., et al. (2008). An Earth Gravitational Model to degree 2160: EGM2008. EGU General Assembly. *Geophys. Res. Abstracts*, **10**, 2.

Стаття надійшла до редакції 11.12.2023

Після доопрацювання 11.12.2023

Прийнято до друку 19.10.2024

Received 11.12.2023

Revised 11.12.2023

Accepted 19.10.2024

M. M. Fys¹, Dr. Sci. in Tech., Professor, Professor at CGM Department

ORCID ID: 0000-0001-8956-2293

E-mail: mykhailo.m.fys@lpnu.ua

A. M. Brydun¹, Ph.D. in Phys&

Math., Docent, Associate Prof. at CGM Department

ORCID ID: 0000-0001-5634-0512

E-mail: andrii.m.brydun@lpnu.ua

I. I. Demkiv¹, Dr. Sci. in Phys&

Math., Professor at CGM Department of OMP

ORCID ID: 0000-0003-4015-8171

E-mail: ihor.i.demkiv@lpnu.ua

T. M. Khometa^{1,2}, Ph.D. in Tech., Senior Lecturer, Department of OMP&

Senior Lecturer of Department of PMiF

ORCID ID: 0009-0003-6093-8682

E-mail: taras.m.khometa@lpnu.ua

¹Lviv Polytechnic National University

12, Stepana Bandery Str., Lviv, 79013 Ukraine

²Ukrainian Academy of Printing

19, Pid Holoskom Str., Lviv, 79020 Ukraine

COMPOSITION OF THE FUNDAMENTAL PERMANENT PLANETS OF THE EARTH GROUP INTO A SINGLE PLANETARY COORDINATE SYSTEM

Two groups of quantities characterize planets as celestial bodies: dynamic compression and parameters of the planet's external gravitational field are specified in different coordinate systems. But modern inquiries of natural sciences about the planets, including the Earth, require the joint application of these parameters, which requires their presentation in a single coordinate system. In most cases, the coefficients of the expansion of the gravitational field to this day are brought to the coordinate system associated with the principal axes of the planetary ellipsoid, in which the dynamic compression is assigned. It is more logical to do the opposite: to express the dynamic compression of the planet in its general planetary rectangular coordinate system, leaving the coefficients of the expansion of the gravitational field in a series unchanged. This significantly reduces the number of calculations and errors when reducing to the planetary coordinate system, which is becoming increasingly used in practice due to its use in GPS technologies. The paper presents the formula for the dynamic compression of the planet due to all tensors of the second order of the gravitational field of the celestial bodies of the Earth group of the Solar System. The parameters have been reduced to a single rectangular coordinate system for these planets. For specific models of the gravitational field of the planets, we defined the proportionality coefficients with which the inertia tensors are included. Using the example of the planet Earth, the possibility of application in constructing three-dimensional models of the distribution of masses of the interior of the celestial body up to and including the second order is shown, and a comparison of density value calculations in two different coordinate systems is performed. The comparison results confirmed the correctness of the reduction algorithm into one coordinate system. This approach simplifies the interpretation of the obtained results, as it becomes possible to use the available cartographic materials to visualize the obtained results. This, in turn, makes it possible to connect the peculiarities of the distribution of inhomogeneities of the masses of the planets with the geography of the irregularities of the shape of the celestial body.

Keywords: planetary coordinate system, dynamic compression, gravitational field, mass distribution, density.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.094>

УДК 523.68, 520.373, 521.97, 528.021.4, 528.23

П. М. КОЗАК^{1,2}, старш. наук. співроб., докторант, канд. фіз.-мат. наук

E-mail: kpm@knu.ua

І. В. ЛУК'ЯНИК¹, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук

E-mail: iluk@knu.ua

Л. В. КОЗАК^{2,3}, доцент, д-р фіз.-мат. наук

E-mail: kozakliudmyla@knu.ua

В. М. ІВЧЕНКО², зав. кафедри, д-р фіз.-мат. наук

E-mail: vasyi_ivchenko@knu.ua

В. П. ЛАПЧУК², зав. навчальної лабораторії

E-mail: v.p.lapchuk@gmail.com

С. В. СТАРИЙ⁴, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук

E-mail: astro59@ukr.net

О. Б. СТЕЛЯ⁵, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук

E-mail: oleg.stelya@gmail.com

¹ Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка
вул. Обсерваторна 3, Київ, Україна, 04053

² Київський національний університет імені Тараса Шевченка, фізичний факультет
проспект Академіка Глушкова 4, Київ, Україна, 03680

³ Інститут космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України
проспект Академіка Глушкова 40, корп. 4/1, Київ, Україна, 03187

⁴ Інститут фізики напівпровідників імені В. Є. Лашкарьова Національної академії наук України
проспект Науки 41, Київ, Україна, 03028

⁵ Київський національний університет імені Тараса Шевченка, факультет комп'ютерних наук та кібернетики
проспект Академіка Глушкова 4д, Київ, Україна, 02000

ОПТИМІЗАЦІЯ СХЕМИ РОЗМІЩЕННЯ ТА ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВІДЕОКАМЕР ДЛЯ СПЕЦІАЛЬНИХ ЗАДАЧ ЛОКАЛЬНОГО МОНІТОРИНГУ АТМОСФЕРИ ТА БЛИЖНЬОГО ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ НА ОСНОВІ ДОСВІДУ МЕТЕОРНИХ СПОСТЕРЕЖЕНЬ

У роботі розглядається проблема створення локальних зон моніторингу атмосфери та ближнього повітряного простору в оптичному діапазоні спектру з метою пошуку природних і штучних динамічних об'єктів, розрахунку їхніх координат, швидкостей та можливої ідентифікації. Для відповідних розрахунків використовується багаторічний досвід базисних відеоспостережень метеорів на висотах 80...130 км, оригінальні методи обробки відеопотоків із зображеннями метеорів та

Цитування: Козак П. М., Лук'яник І. В., Козак Л. В., Івченко В. М., Лапчук В. П., Старий С. В., Стеля О. Б. Оптимізація схеми розміщення та технічних характеристик відеокамер для спеціальних задач локального моніторингу атмосфери та ближнього повітряного простору на основі досвіду метеорних спостережень. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6 (151). С. 94—111. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.094>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

спеціально розробленого програмного забезпечення. Розглядаються дві складові проблеми, які умовно можна назвати прямою та оберненою задачею. Пряма задача передбачає розрахунок розмірів спільної зони моніторингу та мінімальних розмірів динамічного об'єкта для пари відеокамер з уже вибраними технічними характеристиками, як то фотоприймач та об'єктив, та встановленими у певних місцях з заданою орієнтацією оптичних осей. Також дана задача має передбачати оцінку точності обчислення координат та швидкості об'єктів. Обернена задача, навпаки, передбачає рекомендації щодо вибору типів відеокамер, їхніх положень, та орієнтації оптичних осей для заданих зон моніторингу та типах об'єктів, в залежності від поставленої задачі — лише детектування об'єктів, або і їхню можливу ідентифікацію. Дана задача має передбачати оптимізацію за точністю обчислення координат та швидкостей об'єкта. Для розв'язку даних задач виводяться необхідні формули, як для забезпечення необхідної роздільної здатності, так і для розрахунку тривимірної спільної зони моніторингу, досліджується її зміна з висотою. Приводяться розрахунки для оцінки роздільної здатності відеокамер та фотографічних об'єктивів, які використовувалися для спостережень метеорів, і відповідно робляться висновки щодо динамічних об'єктів ближнього повітряного простору, які можуть бути зареєстровані та ідентифіковані. Робиться висновок про необхідність використання сучасних цифрових камер, оснащених об'єктивами із змінним фокусом для виконання поставлених задач моніторингу швидких малорозмірних об'єктів. Для прикладу створення парних спостережних базисів, або невеликих локальних моніторингових мереж розглядаються три приклади розміщення відеокамер та робиться висновок про їхню ефективність.

Ключові слова: базисні відеоспостереження, відеокамери, зона локального відеомоніторингу, атмосфера і повітряний простір, оптимізація відеоспостережень, триангуляція, метеори.

1. ВСТУП

Спостереження метеорів на сьогодні проводяться загалом двома основними методами: у радіодіапазоні — радарми, причому як прямого, так і зворотного розсіювання, та у оптичному — відеосистемами (від видимого до далекого інфрачервоного діапазонів). Відеоспостереження метеорів дають набагато більше інформації про метеор, особливо якщо одну або декілька камер спостережної відеосистеми оснащено передоб'єктивними ґратками або призмиами [1, 19]. За допомогою відеоспостережень метеорів створюються бази даних кінематичних характеристик індивідуальних метеорів, як поточкових, так і спорадичних [7]. Крім створення метеорних каталогів та накопичення статистичної інформації про метеори загалом, відеоспостережна апаратура з правильно підібраними чутливістю, відношенням сигнал/шум, просторовою та часовою роздільною здатністю дозволяє отримувати інформацію про досить рідкісні у спостереженнях метеори, які іноді називають аномальними. Це метеори, дотичні до земної атмосфери [10], метеори з надвеликими висотами появи [11, 16], метеори з дифузною структурою на початку траєкторії [15], метеори з бімодальною кривою блиску [13], метеорні кластери [20], та деякі інші типи метеорів.

Для розрахунку параметрів траєкторії в земній атмосфері та елементів геліоцентричної орбіти

метеороїдів відеоспостереження повинні бути базисними, тобто одна атмосферна зона має спостерігатись одночасно з двох пунктів. Далі схема розрахунків будується, з тими чи іншими варіаціями, на основі триангуляції. Для метеорів, які світяться на висоті приблизно 130...80 км, довжина базису — відстані між пунктами — має бути сумірною з висотою. Так, з очевидних міркувань можна зробити висновок, що оптимальна точність досягається при позиційному куті (кут з точки на метеорі між напрямками на пункти спостережень), рівному 90° . У роботі [9] було показано аналітично та підтверджено шляхом статистичного моделювання, що дане твердження справедливе, і відстань між пунктами спостережень для забезпечення максимальної точності має становити 200 км при висоті метеора 100 км, якщо базисна відстань відома точно. Інакше, якщо даний параметр також розглядається як величина з певною похибкою, для забезпечення максимальної точності базисна відстань має бути дещо більшою. При необхідності можна проводити спостереження і на менших базисах, але точність розрахунків при цьому буде нижчою від оптимальної. Так, у м. Миколаїв при використанні відносно довгофокусного спостережного комплексу, який забезпечував поле зору приблизно $3^\circ \times 4^\circ$, базис дорівнював лише 11 км [12].

Тим не менш, точність при спостереженні метеорів, яка очевидно забезпечується характерис-

тиками спостережної апаратури і диспозицією спостережних пунктів, є однією з кінцевих цілей оптимізації метеорних спостережень. Інша мета — намагатися відспостерігати метеор впродовж всієї його траєкторії, яка може бути досить довгою, для чого потрібне велике поле зору відеокамер. Також велике поле зору спостережних камер необхідне для максимізації кількості спостережуваних метеорів і накопичення відповідної статистики. Очевидно, що велике поле зору вимагає відносно коротких фокусних відстаней об'єктива, що призводить до великого кутового розміру пікселя, і зниження просторової роздільної здатності апаратури. Для усунення такої проблеми та накопичення достатнього спостережного матеріалу організовуються спостережні метеорні мережі [2, 3, 8, 14, 18]. Огляд метеорних мереж світу можна знайти у роботі [4].

Коли йдеться про випадкові комбінації пар спостережних камер, то такі мережі лише накопичують матеріал. Якщо ж цілеспрямовано виконується задача охопити якомога більший спостережний об'єм атмосфери і зберегти при цьому гарну просторову роздільну здатність — використовуються комплексні спостережні точки, які складаються із серії відносно довгофокусних об'єктивів [8]. Безперечно, це забезпечить виконання поставленої задачі, але суттєво збільшить вартість спостережних комплексів. Якщо ж ставиться окрема задача отримати максимальну роздільну здатність при спостереженнях метеорів для дослідження їхньої дрібної структури (фрагментації у польоті) [17], або реєстрації найдрібніших метеорів в оптичному діапазоні, доцільніше використовувати телескопічні спостереження [5, 6].

Із сказаного вище зрозуміло, що вимоги до спостережної апаратури різні для різних задач. Щодо просторової роздільної здатності, то для спостережень будь-яких метеорів, як слабких, так і болідів, використовуються відеокамери із стандартною телевізійною розгорткою: 25 к/с для систем PAL/SECAM або 30 к/с — для NTSC. Поля зору камер варіюють (крім телескопічних спостережень) від десятка до сотні градусів (у болідних мережах також використовуються камери всього неба [3]), і для таких задач, очевидно, ма-

ють використовуватися ширококутні фотографічні об'єктиви. Просторова роздільна здатність залежить від двох факторів: фокусної відстані об'єктива і від роздільної здатності фотоприймача. Щодо останнього, то для спостережень метеорів досі використовуються достатньо чутливі камери сімейства Watec, які мають приймач розміром 1/2 дюйма з роздільною здатністю 752×582 пікселів при лінійному розмірі пікселя 8.6×8.3 мкм. Сучасні системи спостережень використовують цифрові камери великого формату.

В умовах сучасності світу є досить широкий спектр задач, як винятково наукових, так і прикладних, в яких можуть ефективно використовуватися базисні відеоспостереження атмосфери та ближнього повітряного простору. Йдеться про значно менші просторові масштаби, ніж при спостереженнях метеорів на висоті 100 км. Найпростіший приклад — спостереження таких атмосферних явищ, як грозові розряди, спрайти, ельфи, блакитні джети тощо. Для оцінки інтенсивності їхнього світіння потрібно знати відстань до них від спостережних пунктів, що досягається саме базисними спостереженнями. Інша задача — відслідковування міграції птахів з метою контролю популяції та ареалу розповсюдження, вирішення екологічних проблем. Більш прикладний аналог даної задачі — контроль межі аеродромів на предмет наявності птахів, які можуть створювати суттєву небезпеку для літаків, хоча в даному випадку можна використовувати і односторонні спостереження. Контроль повітряного простору вздовж державного кордону — ще одна важлива задача сьогодення. Крім того, надзвичайно важливим є пошук та виявлення штучних низько літаючих об'єктів, як то вертольоти, крилаті ракети, БПЛА. Усі задачі моніторингу та контролю атмосфери і нижнього повітряного простору можуть бути частково вирішені за наявності сприятливих погодних умов за допомогою локальних спостережних відеомереж, де використовуються ті ж методи триангуляційної обробки, що й при метеорних спостереженнях. В даній роботі розглядається задача оптимізації розміщення відеокамер та вибору їхніх технічних характеристик для моніторингу локальних повітряних зон на основі досвіду ви-

користання метеорних патрулів — базисних відеоспостережень метеорів.

2. ПІДБІР ТЕХНІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СПОСТЕРЕЖНИХ ВІДЕОКАМЕР

Початкова задача в найбільш загальній постановці можна сформулювати так: потрібно здійснювати неперервний моніторинг певної зони повітряного простору — в заданих географічних координатах та діапазоні висот — з метою виявлення, розпізнавання, визначення поточних координат та швидкості об'єктів певних лінійних розмірів і певного діапазону швидкостей. У ряді спеціальних задач необхідно здійснювати обробку в реальному режимі часу, а також розраховувати прогноз руху об'єкта з метою цілевказування. У деяких випадках мінімальна відстань потенційного розміщення камер від даної зони є обмеженою, а у певних випадках можна ставити камери будь-де. Дана задача має дві складові. Перша — вибір камер з необхідною роздільною здатністю для детектування об'єктів певних лінійних розмірів в заданому діапазоні відстаней до камер, та з певним мінімальним полем зору, здатним охопити задану повітряну зону. Друга задача — вибір мінімальної кількості камер та місць їхнього розташування і орієнтації оптичних осей для оптимізації ефективної роботи даної локальної спостережної відеомережі. Додатковими складовими другої задачі є певна можливість вибору камер для різних базисних пар (у межах заданих після вирішення першої задачі параметрів), та забезпечення необхідної просторової точності. Розглянемо першу задачу.

Позначимо лінійний розмір очікуваного об'єкта ΔW , а діапазон очікуваних відстаней до нього в рамках вказаної зони — як $D_{\min}$ та $D_{\max}$. Оскільки відстані до спостережуваної зони та її розміри є невеликими (у порівнянні з задачею спостереження метеорів), то будемо використовувати деяку середню вздовж оптичної осі камери відстань D . Тоді для кутового розміру об'єкта $\Delta\psi$ наближено можна написати $\Delta\psi \approx \Delta W/D$, де кут виражено в радіанах. Для визначення наближеного максимального горизонтального та вертикального розміру зони моніторингу будемо користуватися більш строгими залежностями.

Введемо позначення для кутового розміру поля зору камери вздовж осі X у площині детектора як $\Delta\alpha$, а вздовж осі Y — як $\Delta\beta$. Тоді відповідні до даних кутів лінійні розміри зони атмосфери на відстані D від спостережного пункту будуть визначатися з очевидних геометричних формул:

$$\Delta L_X = 2D \operatorname{tg}(\Delta\alpha/2), \quad (1)$$

$$\Delta L_Y = 2D \operatorname{tg}(\Delta\beta/2). \quad (2)$$

При цьому, очевидно, горизонтальний лінійний розмір зони однозначно відповідає куту $\Delta\alpha$, тобто $\Delta L_H = \Delta L_X$, тоді як кут ΔL_Y не описує лінійний вертикальний розмір атмосферної зони, і його слід знайти окремо. З геометричних міркувань можна показати, що висота точки оптичного центра на відстані D описується формулою $H = D \sin E_l$, а висота верхівки та нижньої точки зони визначаться відповідно як

$$H_{\min} = D \cos E_l \operatorname{tg}(E_l - \Delta\beta/2), \quad (3)$$

$$H_{\max} = D \cos E_l \operatorname{tg}(E_l + \Delta\beta/2), \quad (4)$$

де через E_l позначено елевацию оптичної осі камери над горизонтом. Тоді загалом вертикальний розмір зони можна знайти з виразу $\Delta L_H = H_{\max} - H_{\min}$:

$$\Delta L_V = D \cos E_l \{ \operatorname{tg}(E_l + \Delta\beta/2) - \operatorname{tg}(E_l - \Delta\beta/2) \} \quad (5)$$

і в подальшому використовувати його замість (2). Очевидно, що при напрямленні камери в зеніт $\Delta L_V \rightarrow \infty$, і будь-яка камера охоплюватиме увесь діапазон висот $[0... \infty]$.

Відповідні лінійні мінімальні розміри детектора l_X та l_Y тоді очевидно мають бути,

$$l_X = 2F \operatorname{tg}(\Delta\alpha/2), \quad (6)$$

$$l_Y = 2F \operatorname{tg}(\Delta\beta/2), \quad (7)$$

де F — фокусна відстань об'єктива камери. Зрозуміло, можна було б одразу користуватися елементарними виразами що пов'язують безпосередньо лінійні розміри зони моніторингу та приймача:

$$l_X = F \frac{L_X}{D}, \quad (8)$$

$$l_Y = F \frac{L_Y}{D}, \quad (9)$$

однак як вхідні параметри зони моніторингу можуть бути задані її кутові розміри, тому формули (6), (7) нам потрібні також.

Розмір зображення протяжного об'єкта l_w загалом буде залежати від його кутової відстані до оптичного центру камери χ_{OC} . Для розміру зображення, перпендикулярного до радіальних напрямків з оптичного центра (тангенціальна складова) маємо

$$l_{WT}(\chi_{OC}) = \frac{2F}{\cos \chi_{OC}} \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2},$$

а для положення зображення об'єкта на оптичній осі, очевидно,

$$l_{W0}(0) = 2F \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2}.$$

Для радіального розміру будемо мати

$$l_{WR}(\chi_{OC}) = \frac{2F}{\cos^2 \chi_{OC}} \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2}.$$

Наприклад, для фотографічного об'єктива Ricoh TV 6 мм, $f/1.2$ в компоновці з камерою Watec WAT-902H2, поле зору відеокadra складає приблизно $56^\circ \times 44^\circ$ [4]. Якщо розглядати в якості максимального значення кута $\chi_{OCmax} \approx 50^\circ/2 = 25^\circ$, то максимальний (на краю кадра) тангенціальний розмір зображення по відношенню до його розміру в центрі кадра зростає приблизно в 1.10 раза, а для радіального — в 1.22, середні по кадру відповідні коефіцієнти будуть дорівнювати приблизно 1.02 та 1.05. Очевидно, що при полях зору порядку 50° та менше можна користуватися одним значенням розміру зображення об'єкта l_w :

$$l_w \approx 2F \operatorname{tg} \frac{\Delta\psi}{2}. \quad (10)$$

Для задач локального моніторингу ширші поля зору навряд чи можна буде задіяти через малу роздільну здатність детекторів випроміню-

вання. Згідно із виразами (6)—(7) лінійний розмір матриці при заданому розмірі моніторингової зони та дальності до неї визначається лише фокусною відстанню об'єктива. Для детектування ж об'єкта або спробі його розпізнавання та ідентифікації, головну роль буде відігравати розмір його зображення в пікселях. Інший фактор, який може впливати на розмір зображення рухомого об'єкта — його швидкість. Очевидно, при детектуванні швидкісних цілей, особливо за допомогою камер з довгофокусними об'єктивами, а також при низькій часовій роздільній здатності детекторів випромінювання зображення буде розтягуватись вздовж напрямку руху. Даний фактор слід враховувати при спробі ідентифікації об'єкта. Також поле зору камер має забезпечити можливість детектування рухомого об'єкта в кількох кадрах (мінімум — у двох) для розрахунку його швидкості.

Розглянемо, на яких відстанях і для об'єктів якого розміру будуть ефективними спостереження безпосередньо з використанням об'єктивів, які використовувалися для спостережень метеорів (висоти порядку 100 км) в компоновці з камерами сімейства Watec з роздільною здатністю детектора 752×582 пікселів. Їхня часова роздільна здатність становить 50 півкадрів за секунду — камера працює в режимі черезрядкової розгортки (англ. interlaced). Параметри деяких таких об'єктивів приведено в табл. 1.

Розглянемо особливості спостережень рухомих та відносно швидких у повітряному просторі штучних об'єктів (в основному мілітарного спрямування), а саме деяких типів крилатих ракет, БПЛА, мінідронів, гелікоптерів. У табл. 2

Таблиця 1. Характеристики системи з камерою Watec для різних об'єктивів, які використовуються для спостережень метеорів

Об'єктив	Фокусна відстань об'єктива F , мм	Відносний отвір об'єктива (світлосила)	Поле зору камери $\Delta\alpha \times \Delta\beta$, град.	Кутовий розмір пікселя, $P_{\Sigma 4}$
«Геліос-40»	85	1:1.5	4.4×3.3	0.3'
Raïxar	65	1:0.75	5.7×4.3	0.45'
«Юпітер-3»	50	1:1.5	7.4×5.5	0.6'
16KP1.2-35	35	1:1.2	10.6×7.9	0.8'
Ricoh TV12	12	1:1.2	30.2×22.8	2.3'
Ricoh TV06	6	1:1.2	56.6×43.9	4.5'

приведено їхні базові параметри: розміри, висоти польоту, швидкості. Слід зауважити, що при русі швидкого динамічного об'єкта слід розглядати ділянку його шляху ΔL_v , яку він проходить за час τ одного кадра телевізійної розгортки (як правило, $\tau = 0.04$ с), або за півкадр при черзрядковій телевізійній розгортці ($\tau = 0.02$ с), тобто величину $\Delta L_v = v\tau$ (остання графа у табл. 2), якщо вона значно більша за поздовжній розмір об'єкта ΔW , адже саме ця величина буде формувати розмір динамічного зображення. Якщо величини ΔW та ΔL_v сумірні — слід розглядати їхню суму. При цьому, очевидно, кутовий динамічний розмір об'єкта $\Delta\psi$ буде обернено пропорційним відстані до об'єкта та прямо пропорційним синусу кута γ_p — кута між напрямком руху об'єкта та напрямком на точку спостереження:

$$\Delta\psi \approx (\Delta W + \Delta L_v) \sin \gamma_p / D.$$

Іншими словами, формулу (10) можна переписати у вигляді

$$l_w \approx 2Ftg \frac{(\Delta W + \Delta L_v) \sin \gamma_p}{2D}. \quad (11)$$

Для подальшої оцінки ефективності використання камери Watec з табл. 1 для об'єктів з табл. 2 приймемо наближено, що для детектування об'єкта необхідно, щоб розмір його зображення був не меншим за 2-3 пікселі при достатньо великому контрасті зображення об'єкта з фоном неба, або дещо більшим в інших випадках. Для спроби ідентифікації об'єкта розмір зображення має бути ніяк не меншим 7-8, а краще 10 пкл. Дана величина, очевидно, сильно залежить від типу та особливостей конструкції літального апарата. Розмір l_p динамічного зображення об'єкта у пікселях можна знайти з виразу

$l_p \approx l_w / P_{sw}$, де P_{sw} — середній лінійний розмір пікселя. Значення наближене середнє, тому що в загальному випадку розмір пікселя по ширині та висоті може бути різним — так для камер Watec, в документації для варіанту CCIR (PAL/SECAM) вказано розмір пікселя 8.6×8.3 мкм. Інший варіант — визначити емпірично кутовий розмір пікселя камери — P_{sa} за знімками зовнішніх об'єктів, наприклад зірок — ці дані приведено в останній графі табл. 1. Тоді середній лінійний розмір пікселя можна знайти з кутового динамічного розміру об'єкта $\Delta\psi$ як $l_p \approx \Delta\psi / P_{sa}$.

Оцінимо два параметри: горизонтальний лінійний розмір повітряної зони ΔL_H для відповідного заданого поля зору камери $\Delta\alpha$ та розмір об'єкта в пікселях l_p як функції відстані D до об'єкта. Для розрахунків будемо використовувати формули (1) та (11). Також для визначеності будемо вважати, що об'єкти рухаються перпендикулярно до оптичної осі камери, коли $\sin \gamma_p \approx 1$, на відстанях, які відповідають їхнім можливим висотам, що еквівалентно спостереженню в зеніті $D \approx H$. Ще одним з критеріїв можливого застосування камери з вибраним об'єктивом будемо вважати необхідність попадання як мінімум двох зображень динамічного об'єкта в кадрі, тобто кутовий динамічний розмір об'єкта має бути менше половини кутового розміру кадра: $\Delta\psi < \Delta\alpha/2$.

Умовно об'єкти з табл. 2 можна розділити на підгрупи. Як приклад першої групи розглянемо великорозмірний об'єкт — гелікоптер, якого можна виявляти на великих відстанях, тому будемо використовувати значення максимальної висоти польоту (або дальності) $D \approx 4$ км. Для його виявлення та ідентифікації можна вико-

Таблиця 2. Необхідні для розрахунку базові характеристики деяких літальних апаратів (дані запозичені з відкритих джерел, <https://uk.wikipedia.org>)

Назва	Лінійні розміри ΔW , м	Висота польоту H , м	Швидкість польоту v , м/с	Шлях за 1 кадр $\Delta L_v = v\Delta t$, м
Гелікоптер К-52	16×5×7	5...4 000	70	1.4
Крилата ракета Х-555	6.0×0.5×3.1	40...110	230	4.6
Протикорабельна ракета «Калібр»	6×0.5×3	50...150	200	4
БПЛА «Шахед-136»	3×2	60...4 000	50	1
Мінідрон FPV r1	0.3	1...6 000	30	0.006

ристувати будь-який об'єктив з перерахованих, окрім Ricoh TV12 та Ricoh TV06 — вони створять зображення розмірами 6 та 3 пкл відповідно і годяться лише для детектування. Загалом об'єктиви «Юпітер-3» і «Геліос-40» досить ефективно застосовувались для спостережень метеорів у Києві [9, 11] з передавальними телевізійними трубками типу суперізокон Лі-804 і забезпечували поля зору $24^\circ \times 19^\circ$ та $13^\circ \times 11^\circ$ за рахунок великих лінійних розмірів фотокатода — приймача зображення. Однак у сукупності з камерою Wates поле зору у них значно менше, і їх можна використовувати для ідентифікації об'єктів. Так, розмір зображення гелікоптера буде близько 25 та 43 пкл на згаданий відстані відповідно. Зона повітряного простору на відстані 4 км становитиме $\Delta L_H \approx 520$ та 310 м, а сам об'єкт буде спостерігатися у 30 та 18 кадрах відповідно, що забезпечить надійне визначення швидкості. Тим не менш, малі поля зору практично унеможливають автоматичну роботу камери з даним об'єктивом, а лише в тандемі з оператором, або більш ширококутною оптичною системою. Об'єктиви Raixar і 16КП також дозволяють ідентифікацію об'єкта, однак вони зустрічаються набагато рідше, і ми не будемо приділяти їм великої уваги.

Інша група об'єктів — крилаті ракети та середньорозмірні БПЛА. Пошук ракет утруднений через їхню малу висоту польоту, що часто унеможливає детектування за допомогою радарів. Спостерігати їх можна на малих відстанях, а відносно велика швидкість польоту при цьому вимагає застосування більш ширококутних об'єктивів. Тому з табл. 1 для такої задачі по суті підходить лише один об'єктив — Ricoh TV06. Він забезпечить розмір зображення приблизно 142 та 47 пкл для відстаней до об'єкта 50 м та 150 м; охоплюється горизонтальна повітряна зона 54 м та 162 м при кількості кадрів 5 та 14 з наявним об'єктом. На практиці така ситуація може реалізуватися, наприклад, при прольоті ракет над руслами рік. Щодо детектування БПЛА, то тут проблемою є малі розміри та матеріал поверхні, який погано розсіює радіохвилі. Однак, якщо обмежитися висотами 300...400 м, де найчастіше відбуваються польоти, і середньою відстан-

ню від камери $D \approx 1$ км, то для пошуку БПЛА годяться усі об'єктиви з табл. 1, крім об'єктивів Ricoh TV12 та Ricoh TV06 — дані об'єктиви хоча і забезпечать максимальні поля зору ($\Delta L_H \approx 540$ та 1080 м), однак зображення будуть замалі для ідентифікації — розмір зображень буде 6 та 3 пікселі відповідно.

Щодо малорозмірних рухомих об'єктів з розмірами менше метра та в діапазоні висот до кілометра міг би підійти об'єктив «Геліос-40» (зображення 3 пкл), але контрольована ділянка повітряного простору занадто мала — близько 75 м. Тому для пошуку рухомих об'єктів найкраще підходять серед представлених у табл. 1 відносно ширококутні об'єктиви Ricoh. Об'єктиви радянського виробництва «Геліос-40» та «Юпітер-3» могли б використовуватись для розпізнавання об'єктів, однак вони зараз не випускаються і не можуть бути використані масово. Також варто зауважити, що усі представлені в табл. 2 літальні об'єкти є керованими, а отже, розрахунок прогнозу їхнього положення як функції часу є досить ненадійним, і може використовуватись лише як допоміжний елемент для коротких часових відрізків.

Аналіз проведених розрахунків приводить до висновку, що об'єктиви, які використовуються у спостережній метеорній астрономії для виявлення та розпізнавання літальних апаратів (ЛА), мають обмежене використання. На сьогодні широко використовуються цифрові камери з роздільною здатністю 1920×1080 пікселів — Full HD, 3840×2160 — 2K, і більше. Крім того, часто використовуються камери з об'єктивами змінної фокусної відстані (zoom). Як приклад можна привести мережеву цифрову камеру Univision UV-ZN2133 на базі чіпу IMX328 CMOS виробництва Sony, яка в режимі Full HD 1920×1080 має часову роздільну здатність 30 к/с. Розмір матриці $1/2.8''$. Телеоб'єктив може змінювати фокусну відстань у межах 4.8...158 мм, що відповідає 33-кратному оптичному збільшенню — відповідні кутові розміри горизонтального поля зору $60.5^\circ \dots 2.3^\circ$. Аналогічний варіант — система ТВ-M2MP-25XSS фірми TENBO TECHNOLOGY CO., має 25X моторизований зум з $F = 5.6 \dots 140$ мм, 2.38 MP, $1/1.9''$, фотоприймач IMX185 з розміром пікселя 3.75 мкм, поле зору

ширококутне: $59.8^\circ \times 44.4^\circ$, теле: $3.0^\circ \times 2.24^\circ$. На рис. 1, а—в приведено три тестові знімки скупчення зір скупчення Плеяди, отримані за допомогою даної камери з мінімальним, проміжним та максимальним збільшенням відповідно при експозиції 40 мс.

Крім того, з рисунка можна оцінити непогану чутливість камери — заявлена чутливість в кольорі 0.002 лк, та 0.0002 лк в чорно-білому форматі. Дана камера суттєво краща від розглянутих вище. Великорозмірні далекі об'єкти (гелікоптери на відстані 4 км) можуть виявлятися в режимі максимального поля зору (розмір зображення $l_w \approx 9$ пкл, зона моніторингу на $D \approx 1$ км складе $\Delta L_H \approx 4.7$ км, при цьому в полі зору об'єкт буде перебувати протягом $N \approx 250$ кадрів, тобто близько 10 с), та гарно ідентифікуватися при мінімальному полі зору ($l_w \approx 230$ пікселів, $\Delta L_H \approx 160$ м, $N \approx 10$). Для крилатих ракет та інших схожих швидких об'єктів, які спостерігаються на відстанях 50...150 м підходять режими лише з широким полем зору. Так при максимальному полі 60.5° відповідні значення будуть такі: $l_w \approx 330...140$ пкл, $\Delta L_H \approx 60...170$ м, $N \approx 5...16$. А от для повільніших БПЛА, що літають вище, можна також використовувати два режими. У ширококутному полі на відстані 1 км будемо мати $l_w \approx 8$ пкл, $\Delta L_H \approx 1170$ м, $N \approx 260$; а при мінімальному полі $l_w \approx 218$ пкл, $\Delta L_H \approx 40$ м, $N \approx 10$. Цікавим є той факт, що дана камера при максимальному фокусі, тобто при полі зору 2.3° , здатна розрізняти навіть малорозмірні дрони на відстані 1 км: $l_w \approx 16$ пкл, $\Delta L_H \approx 40$ м, $N \approx 135$. Тобто, є можливість використовувати спостережні системи з такими камерами в режимі максимального поля зору для пошуку рухомих повітряних об'єктів. Далі, після виявлення об'єкта за допомогою двигунів та відповідного програмного забезпечення можна перенаправити камеру так, щоб об'єкт попав у центр кадра, а далі зменшувати поле зору до мінімуму для ідентифікації об'єкта. Однак при базисних спостереженнях для визначення координат та швидкостей об'єктів оптичні осі мають бути строго орієнтовані для перетину в одній точці. Виходом буде використання у спостережній системі високоточного поворотного пристрою з вимірюванням координат точки на-

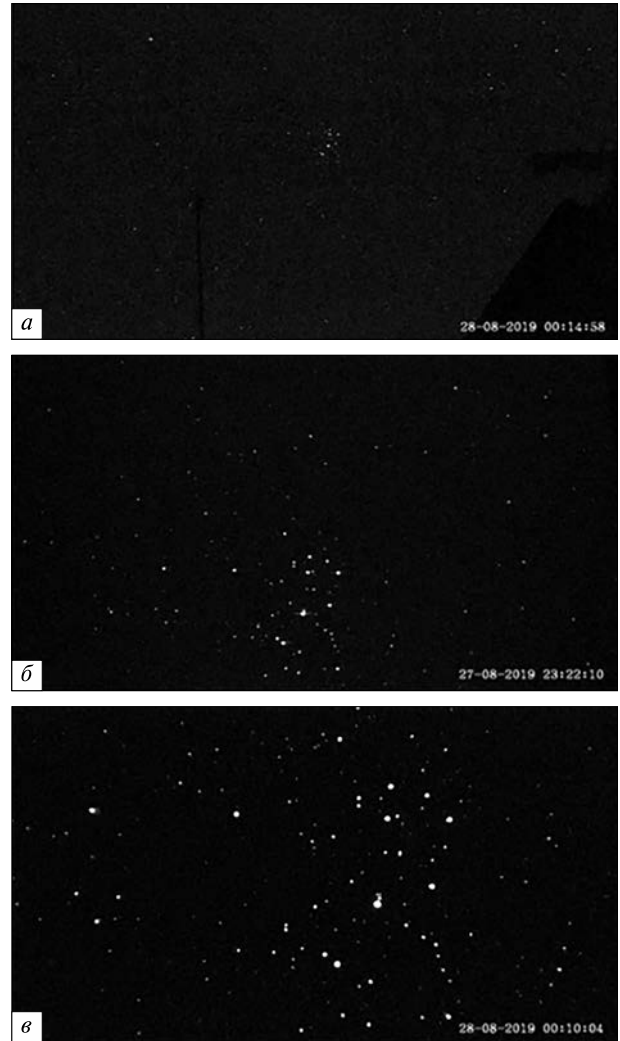


Рис. 1. Знімок скупчення зір Плеяди отриманий камерою TB-M2MP-25XSS з різним збільшенням

ведення або двох камер — стаціонарної та рухомої із змінним фокусом, хоча це більш ніж удвічі збільшить вартість комплексу. У ефективності такої системи можна не сумніватись, оскільки подібна двокамерна установка успішно застосовувалась канадськими дослідниками для спостереження метеорів, час життя яких порядку секунди або менше, а довгофокусну камеру слід переміщувати дуже швидко. Так вдалося зареєструвати метеор, який подрібнювався у процесі руху послідовно на декілька фрагментів, і цей процес було добре видно в декількох кадрах [17].

3. ОПТИМІЗАЦІЯ СХЕМИ РОЗМІЩЕННЯ СПОСТЕРЕЖНИХ КАМЕР

Наступним елементом оптимізації зон моніторингу у повітряному просторі є вибір місця розміщення та напрямку оптичних осей пар базисних відеокamer. Як критерій розв'язку даної задачі можна використовувати спільну площу атмосфери, яка перекривається полями зору камер в залежності від висоти. У загальному випадку, коли поля зору камер орієнтовані довільно, строгий розв'язок задачі виглядає досить складним. Однак якщо ввести деякі спрощення, задачу можна розв'язати досить легко. Тому припустимо, у першу чергу, що обидві камери стабілізовано в горизонтальній площині. При оптимізації розміщення камер у побудові метеорних спостережних мереж, де точки спостереження рознесені на досить великі відстані, а зона моніторингу за висотою перевищує сотню кілометрів, задачу можна розв'язувати у прямокутній геоцентричній системі координат з переходом до неї від геодезичних координат точок спостереження, що ускладнює розв'язок. Наразі введемо додаткові припущення про те, що камери розміщено в одній площині, тобто на однаковій висоті, а на-

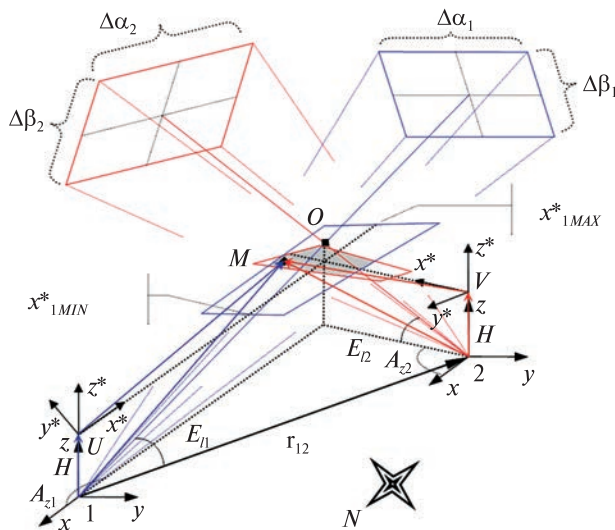


Рис. 2. Геометрична схема перекриття полів зору при базисних спостереженнях (зафарбована сірим кольором зона — спільна)

прямки оптичних осей будемо задавати в горизонтальній альт-азимутальній системі координат. Дане припущення не вплине суттєво на розрахунки для моніторингових зон на невеликих відстанях для об'єктів з табл. 2.

На рис. 2 приведено схему розміщення двох камер, позначених цифрами 1 та 2. Розрахунки будемо проводити в декартовій системі координат, розміщеній у точці 1, де вісь x направлена на північ (азимут відраховується від неї за годинниковою стрілкою). При цьому будемо вважати, що осі аналогічної системи координат у точці 2 орієнтовані паралельно до осей системи 1. Також будемо вважати, що базисний вектор $\mathbf{r}_{12} = \mathbf{r}_{12}\{x_{12}, y_{12}, z_{12}\}$ відомий. Оптичні осі камер мають азимут та елевачії над горизонтом відповідно A_1, E_1 та A_2, E_2 і перетинаються в точці O на деякій висоті H_O . Слід зауважити, що наявність спільної точки перетину оптичних осей не є необхідною умовою для того, щоб обидва поля зору частково перетиналися на певних висотах, однак така конфігурація є оптимальною. Також на рис. 2 приведено горизонтальний зріз полів зору камер на деякій висоті H . Як видно, поля частково перекриваються, і саме спільну площу $S(H)$ слід визначити як функцію висоти. Для цього введемо дві додаткові декартові правоорієнтовані системи координат, з нуль-пунктами, розміщеними над базовими системами координат на поточній висоті H — точки U та V . Осі x^*, y^* розміщені горизонтально, вісь x^* напрямлена у площині азимута відповідних оптичних осей, вісь z^* напрямлена вгору, вісь y^* доповнює трійку векторів до правоорієнтованої. Ідея розрахунку спільної площі полягає в тому, що початково для обох зрізів розраховуються їхні межі по координатах $x_{\min}^*, x_{\max}^*$ та $-y_{\max}^*(x^*), +y_{\max}^*(x^*)$, причому, як видно з рисунка, величини $-y_{\max}^*(x^*), +y_{\max}^*(x^*)$ є лінійними функціями від x^* . Після цього перебираються усі значення x_1^*, y_1^* у межах відповідних мінімальних та максимальних значень $x_{1\min}^*, x_{1\max}^*$ та $-y_{1\max}^*(x_1^*), +y_{1\max}^*(x_1^*)$, і на кожному кроці робиться векторно-матричний перерахунок у координати цієї ж точки для зрізу з іншого пункту x_2^*, y_2^* . Якщо дані значення лежать в межах $x_{2\min}^*, x_{2\max}^*$ та $-y_{2\max}^*(x_2^*), +y_{2\max}^*(x_2^*)$, то даний елемент $dS(x_1^*, y_1^*) = dx^* dy^*$ додається

ся до спільної площі $S(H)$, тобто

$$S(H) = \int_{x_{\min}^*}^{x_{\max}^*} \int_{y_{\min}^*}^{y_{\max}^*} dx^* dy^*.$$

На практиці будемо використовувати чисельний розв'язок, де послідовність ітерацій реалізується з деяким кроком Δx^* , Δy^* , а інтеграл замінюється сумою.

Розглянемо математичну складову розрахунку детальніше. Оскільки ми вибрали геометричну схему, де оптичні осі камер перетинаються, то у ролі початкових даних будемо використовувати лише A_{z1} , E_{l1} та відстань до точки перетину оптичних осей D_{10} , відтак вектор $\mathbf{r}_{10}$ буде мати компоненти

$$\begin{cases} x_{10} = D_{10} \cos E_{l1} \cos A_{z1}, \\ y_{10} = -D_{10} \cos E_{l1} \sin A_{z1}, \\ z_{10} = D_{10} \sin E_{l1}. \end{cases} \quad (12)$$

Як вхідні параметри замість відстані D_{10} від першого пункту можна також використовувати висоту перетину оптичних осей H_O — ці величини пов'язані очевидною рівністю $D_{10} = H_O / \sin E_{l1}$, де елевация має бути більшою від нуля. Тоді компоненти (12) набудуть вигляду

$$\begin{cases} x_{10} = H_O \operatorname{ctg} E_{l1} \cos A_{z1}, \\ y_{10} = -H_O \operatorname{ctg} E_{l1} \sin A_{z1}, \\ z_{10} = H_O, \end{cases} \quad (13)$$

де $E_{l1} > 0$. Для подальших розрахунків нам слід знайти вектор $\mathbf{r}_{20} = \mathbf{r}_{10} - \mathbf{r}_{12}$, компоненти якого $\{x_{20}, y_{20}, z_{20}\}$ можна описати системою, аналогічною (12), з якої можна знайти необхідні для практичного наведення камери з пункту 2: азимут A_{z2} та елевацию E_{l2} оптичної осі камери, та розрахувати D_{20} .

Для знаходження $x_{\min}^*$, $x_{\max}^*$ для кожного з пунктів скористаємося геометричною схемою, приведеною на рис. 2. Після нескладних перетворень отримаємо

$$\begin{cases} x_{\min}^* = H \operatorname{ctg}(E_l + \Delta\beta/2), \\ x_{\max}^* = H \operatorname{ctg}(E_l - \Delta\beta/2). \end{cases} \quad (14)$$

Величина $y_{\max}^*(x^*)$ розраховується дещо складніше, однак з рис. 2 можна отримати

$$\begin{cases} y_{\max}^*(x_{\min}^*) = \frac{H \operatorname{tg}(\Delta\alpha/2) \cos(\Delta\beta/2)}{\sin(E_l + \Delta\beta/2)}, \\ y_{\max}^*(x_{\max}^*) = \frac{H \operatorname{tg}(\Delta\alpha/2) \cos(\Delta\beta/2)}{\sin(E_l - \Delta\beta/2)}. \end{cases} \quad (15)$$

Таким чином, після того як границі зон перевірки на перетин та інтегрування встановлено, розпочинається власне процес перебору зони 1. Будь-яка точка $M(x_1^*, y_1^*)$ з даної зони описується вектором $\mathbf{r}_{1M}^*(x_{1M}^*, y_{1M}^*, 0)$ — на рис. 2 відповідає вектору $\mathbf{UM}$. Для того щоб отримати вектор $\mathbf{r}_{2M}^*(x_{2M}^*, y_{2M}^*, 0)$, потрібно здійснити ряд перетворень. Спочатку визначаємо вектор $\mathbf{r}_{1M}(x_{1M}, y_{1M}, z_{1M})$ як

$$\mathbf{r}_{1M}(x_{1M}, y_{1M}, z_{1M}) = \mathbf{r}_{1U}(0, 0, H) + \mathbf{R}_{A1N} \cdot \mathbf{r}_{1M}^*(x_{1M}^*, y_{1M}^*, z_{1M}^*), \quad (16)$$

де

$$\mathbf{R}_{A1N} = \begin{bmatrix} \cos A_{z1} & \sin A_{z1} & 0 \\ -\sin A_{z1} & \cos A_{z1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

— матриця повороту системи координат навколо осі z^* (або z — вони напрямлені однаково) від напрямку на азимут оптичної осі першої камери до напрямку на північ. Далі, очевидно, вектор $\mathbf{r}_{2M}(x_{2M}, y_{2M}, z_{2M}) = \mathbf{r}_{1M}(x_{1M}, y_{1M}, z_{1M}) - \mathbf{r}_{12}$. На цьому етапі можна запропонувати два різних алгоритми подальших дій. Перший з них такий — знаходимо зі складових вектора його кутові координати: азимут A_{z2M} та елевацию E_{l2M} і перевіряємо, чи лежать вони у межах $A_{z2M} \pm \Delta\alpha/2$ та $E_{l2} \pm \Delta\beta/2$. Якщо так — точка спільна. При такому алгоритмі не потрібно було б розраховувати $x_{2\min}^*$, $x_{2\max}^*$ та $y_{2\max}^*(x_{2\min}^*)$, $y_{2\max}^*(x_{2\max}^*)$. Інший алгоритм повторює початковий (16) у зворотному порядку і не потребує оберненого визначення кутових координат:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{2M}^*(x_{2M}^*, y_{2M}^*, 0) &= \\ &= \mathbf{R}_{NA2} \cdot \mathbf{r}_{2M}(x_{2M}, y_{2M}, H) - \mathbf{r}_{2U}(0, 0, H). \end{aligned} \quad (18)$$

Матриця $\mathbf{R}_{NA2}$ — матриця повороту від напрямку на північ до напрямку на азимут A_{z2} , яка має вигляд

$$\mathbf{R}_{NA2} = \begin{bmatrix} \cos A_{z1} & -\sin A_{z1} & 0 \\ \sin A_{z1} & \cos A_{z1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (19)$$

Крім перевірки, чи є дана точка спільною, паралельно можна розрахувати її позиційний кут — кут між напрямками на точки спостереження, адже в основному саме він буде визначати точність визначення координат об'єкта в даному місці повітряного простору. Його можна визначити із скалярного добутку векторів

$$\frac{\mathbf{r}_{1M} \cdot \mathbf{r}_{2M}}{|\mathbf{r}_{1M}| |\mathbf{r}_{2M}|} = \cos \eta_p. \quad (20)$$

Фінальним етапом є аналіз отриманої залежності спільної площі базисно спостережуваної атмосфери від висоти $S(H)$.

4. ПРИКЛАДИ СТВОРЕННЯ МОЖЛИВИХ МОНІТОРИНГОВИХ ЗОН ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

Як можливі зони моніторингу атмосфери і повітряного простору розглянемо декілька прикладів. Слід зауважити, що практично будь-які варіанти моніторингових контурів можуть бути зведені до декількох основних випадків. По-перше,

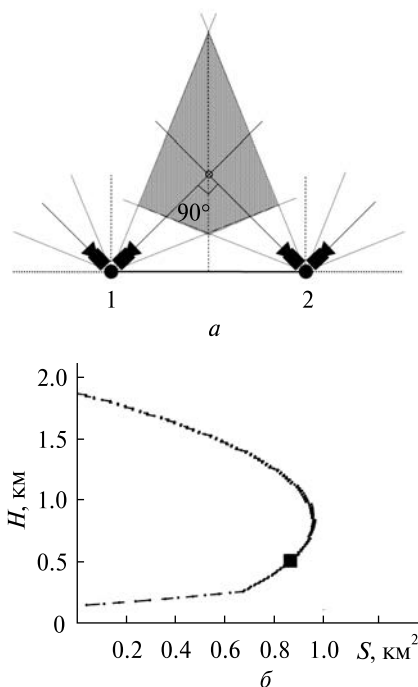


Рис. 3. Лінійна комбінація двох камер з перетином оптичних осей під кутом 90° (а), та залежність спільної площі моніторингу з висотою для спостережних пунктів при базисній відстані 1 км (б). Висота точки перетину оптичних осей позначена чорним квадратом

це лінійні зони, де серія камер розміщується вздовж певної лінії і може орієнтуватися вгору під певним кутом вздовж даної лінії — тобто усі оптичні осі лежать в одній площині 4. По-друге, це перпендикулярні (чи близькі до перпендикулярних) відхилення від цих ліній, що може реалізуватися, наприклад, на кутах моніторингових контурів. Розглянемо декілька потенційно можливих на практиці варіантів, але оскільки кількість варіацій розміщення та напрямків орієнтації оптичних осей камер формально є нескінченною, то будемо намагатися дотримуватися правила досягнення найкращої точності обчислення координат об'єкта — а саме будемо орієнтуватися на позиційний кут перетину оптичних осей приблизно 90° [9]. Зауважимо, що невеликі відхилення від прямого кута не призведуть до великої похибки — тим більше що такі випадки автоматично будуть мати місце для точок по всьому полю зору на віддалі від оптичного центра. При розрахунках будемо орієнтуватися на описану вище камеру зі змінним фокусом.

4.1. Приклад 1: моніторинг лінійної ділянки.

Перший — так званий лінійний — випадок може мати місце при охороні державного кордону, або контролю автостради. Суть його полягає в тому, що оптичні осі усіх камер лежать в одній вертикальній площині, яка проходить через лінію контролю-моніторингу. При цьому, очевидно, встановлення необхідного діапазону висот та відстаней між камерами має ставитися уповноваженими особами в кожному конкретному випадку. Найбільш простими виглядають два варіанти, які забезпечать в одному випадку точність, в іншому — охоплення широкої зони, починаючи від поверхні Землі, хоча кожен з них має свої недоліки. Отже, при розміщенні оптичних осей камер в одній площині вздовж заданої лінії, під кутом їхнього перетину 90° ($E_l = 45^\circ$) отримаємо картину, зображену на рис. 3, а. Рис. 3, б демонструє зміну спільної горизонтальної площі моніторингу з висотою. Як добре видно, при перетині оптичних осей камер на висоті 500 м максимальна площа (близько одного квадратного кілометра) лежить дещо вище — близько 830 м. Повну тривимірну картину продемонстровано на рис. 4.

З тривимірного графіка на рис. 4, *a* видно, що у площині XZ (XH), де лежить точка перетину оптичних осей камер, спільна зона починається з тієї ж висоти 130 м і швидко збільшується до максимальних розмірів — візуально швидше, ніж схематично показано на рис. 3, *a*. Водночас ширина спільної зони у площині YZ , тобто в напрямку, перпендикулярному до базисної лінії з висотою досить швидко розширюється в розмірах від 430 до 1650 м. В площині XU спільна зона моніторингу є симетричною відносно обох осей. Максимальні розміри площі на висоті $H \approx 830$ м складають: $\Delta X \approx 500$ м, $\Delta Y \approx 1$ км. Зауважимо, що рис. 4 відображає 3-вимірну картину в оригінальних співвідношеннях лінійних розмірів. Чорними кружками на рис. 4 позначено положення пунктів, а чорним квадратом — точка перетину оптичних осей.

Комбінація лише пари камер, незважаючи на відносно широке поле зору, створить достатньо обмежену зону моніторингу. Так, при розглянутому вище максимальному полі зору $\Delta\beta \approx 60^\circ$ при відстані між пунктами 1 км відстань до точки перетину оптичних осей складе близько 700 м, а висота зони моніторингу за формулами (3)—(4) буде лежати в межах від 130 до 1.9 км, і при цьому роздільна здатність буде низькою через великий кутовий розмір пікселя. Очевидно, діапазони висот не є достатніми як знизу, так і згори. Підняти роздільну здатність камер та збільшити верхню межу висотного діапазону можна комбінацією серії камер, як показано на рис. 5, *a*. Варіюючи розмір поля зору камер через зміну фокусної відстані об'єктива, можна добитися повного перекриття зон моніторингу камер 1—2, 1—3, 1—4 і т.д. Однак нижня межа в 130 м є занадто великою. Її можна понизити через зменшення базисної відстані, однак це не завжди можливо на практиці, і буде достатньо затратним. Так, ставити камери на відстанях менше одного кілометра можна, наприклад, при контролі автострад, аналогічно до спостережних камер дорожньої поліції, оскільки вздовж доріг практично завжди є лінії електропередач. Але при моніторингу державного кордону, або іншої лінійної структури на пересіченій місцевості, це неможливо. Єдиною альтернативою тут буде відхід від оптималь-

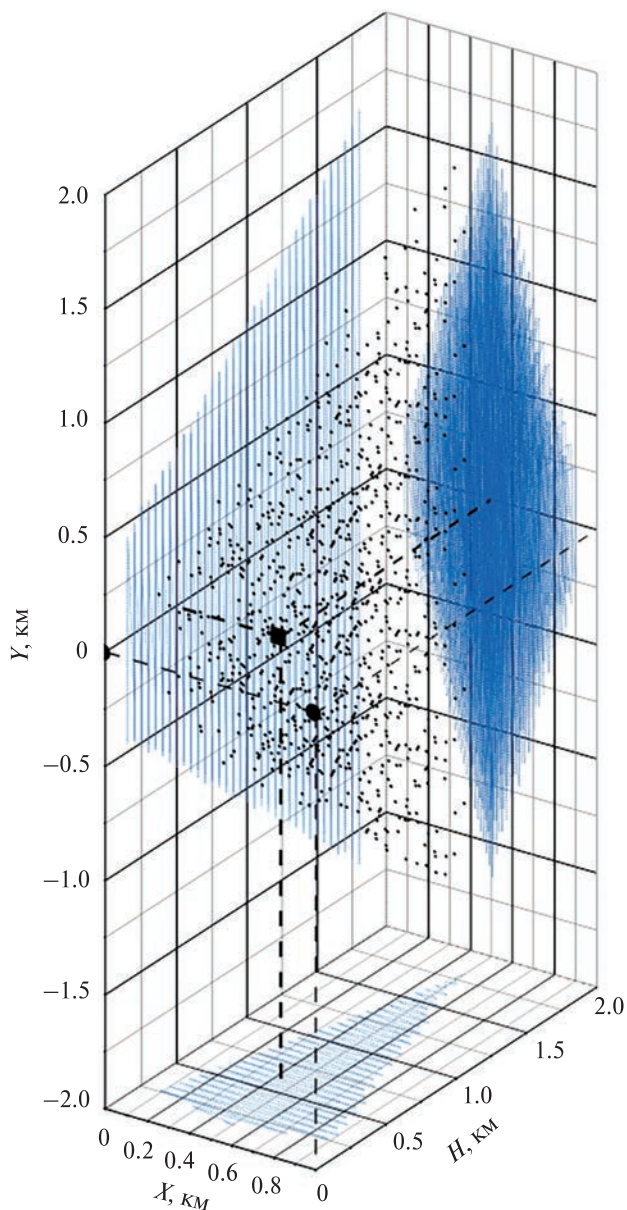


Рис. 4. Тривимірна реалізація схеми моніторингу відповідно до рис. 3, *a*

ної точності вимірювань, і направлення камер одна на одну так, щоб при полях зору $\Delta\beta = 60^\circ$ їхні оптичні осі перетиналися під кутом 120° , як це показано на рис. 5, *б*. В такому положенні зона моніторингу буде починатись від поверхні землі незалежно від відстані між камерами, що також дозволить підняти верхню межу зони до довільних висот.

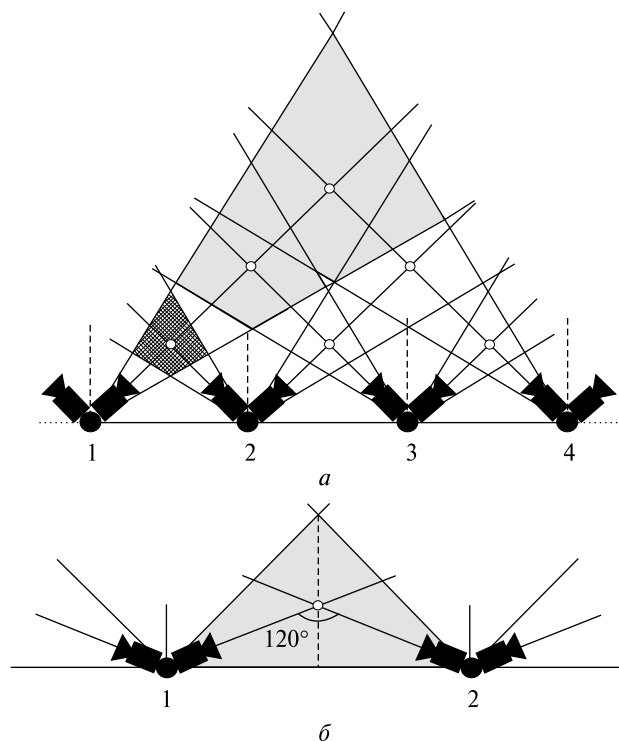


Рис. 5. Альтернативні до рис. 3, б схеми лінійного моніторингу

Недолік такої комбінації очевидний — мала роздільна здатність, коли камери забезпечать в основному виконання задач детектування штучних літальних об'єктів, при не завжди можливій їхній ідентифікації. Крім того, для об'єктів у приземній зоні буде неможливо визначити їхні координати (крім кутових) та швидкості, оскільки метод тріангуляції дасть надвелику похибку при кутах приблизно 180° . Як альтернативу можна запропонувати дві паралельні камери, одна з широким полем зору — для детектування, інша зі змінним — для ідентифікації.

4.2. Приклад 2: моніторинг річкової акваторії.

Інший приклад описує ситуацію, коли вздовж зони моніторингу камери розмістити неможливо. Типовий приклад — контроль повітряного простору над руслами великих рік. Часто об'єкти воєнного спрямування (ракети, БПЛА) запускаються низько над водою вздовж річкових русел, використовуючи той факт, що річки протікають у низинах, недоступних радарним спостереженням. У цьому випадку виглядає очевидним роз-

містити камери на сусідніх берегах, та спрямувати їх одна на одну під деяким кутом елевацій оптичних осей. Однак у попередньому розділі були описані недоліки такого підходу, зокрема суттєве падіння точності розрахунку координат при тріангуляції. Більш універсальний, і, можна сказати, оптимальний варіант — направити камери вбік — вгору чи вниз по руслу ріки, причому в такому випадку можна скористатись парами камер у кожному спостережному пункті (рис. 6). При цьому можна залишити необхідною умовою перетин оптичних осей базисних камер під кутом, близьким до 90° . У такому випадку маємо унікальну можливість не лише збільшити точність обчислень координат та швидкостей динамічних об'єктів, а й збільшити зону контролю повітряного простору удвічі, причому ці зони будуть рознесені вздовж потенційного напрямку руху об'єктів.

При такому варіанті орієнтація камер в загальному випадку буде задаватись двома координатами — елевацією оптичних осей на горизонті E_l та відносним локальним азимутом A_{z21} (рис. 6). При цьому для визначеності вважатимемо параметри спостережних камер однаковими ($\Delta\beta_1 = \Delta\beta_2$), і для прикладу розглянемо варіант розрахунку однієї спільної зони атмосфери справа в системі координат ближньої точки 2 на рис. 6, а друга розраховується аналогічно в системі координат пункту 1. У загальній теорії розрахунків для оптимізації орієнтації камер зручно буде користуватися не азимутом та елевацією оптичної вісі камери, які є необхідними для практики позиціонування та наведення спостережної системи, а іншими параметрами. Перший з них виберемо таким, щоб точка перетину оптичних осей була симетричною відносно розташування базисних камер — для цього виберемо площину, перпендикулярну до базисної лінії між камерами, і розташовану на однаковій відстані $r_{12}/2$ від камер (умовно середина русла ріки) на лінії базису (рис. 6). Дана вимога не є необхідною в загальному випадку, але наразі є оптимальною. Інші незалежні параметри — висота H точки перетину оптичних осей камер і відстань $L_\perp$ у горизонтальній площині по нормалі від середини базисної лінії до проекції точки

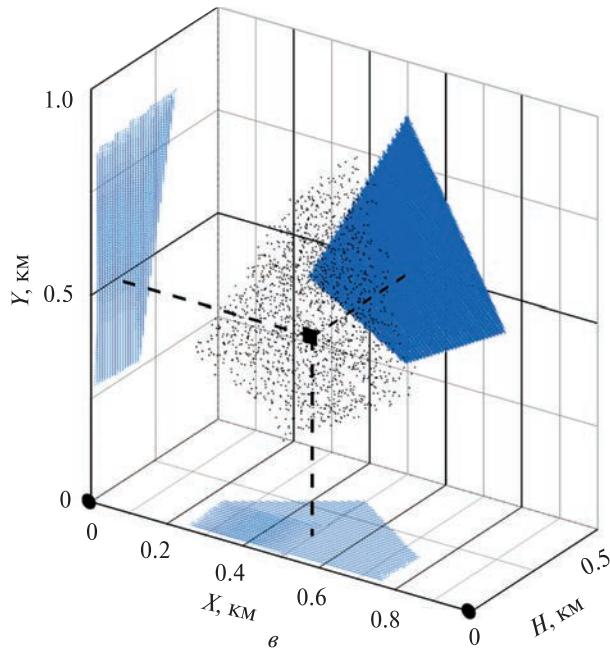
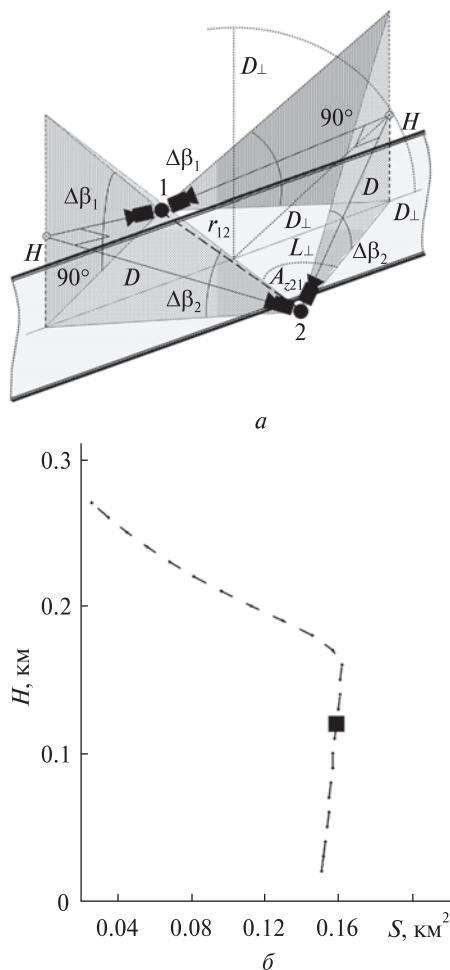


Рис. 6. Приклад створення двох зон моніторингу типу «контроль русла ріки» з двох спостережних пунктів: *a* — геометрична схема розміщення камер, *б* — зміна спільної площі моніторингу з висотою, *в* — вимірна схема спільної зони моніторингу

перетину оптичних осей на площину рис. 6. Разом знання цих параметрів дозволить визначити необхідні для практики величини E_l , A_{z21} , D .

Для подальших розрахунків розглянемо два варіанти такої схеми. Одна, більш загальна, не оптимізована по точності розрахунків, яка дозволяє довільно задавати $L_\perp$. Інша оптимізована по точності і відповідно забезпечує перетин оптичних осей базисних камер під кутом 90° . При цьому в обох випадках слід дотримуватись правила, щоб нижня межа поля зору лежала вздовж поверхні річкової акваторії, тобто $H_{\min} = 0$, і з виразу (3) очевидно, що $E_l = \Delta\beta/2$.

У першому випадку висота точки перетину оптичних осей на відстані D від кожної камери, за умови відповідності нижнього краю кадру горизонтальній площині, буде дорівнювати $H =$

$= D \sin(\Delta\beta/2)$, а верхня межа кадра з (4) визначиться як $H_{\max} = D \cos(\Delta\beta/2) \tan \beta$, де відстань D наразі невідома. Азимут знайдемо з очевидного виразу $\tan A_{z21} = 2L_\perp/r_{12}$. Тоді можна показати, що відстань від пунктів спостереження до точки перетину оптичних осей визначиться як

$$D = \frac{L_\perp}{\sin A_{z21} \cos(\Delta\beta/2)},$$

або

$$D = \frac{r_{12}}{2 \cos A_{z21} \cos(\Delta\beta/2)}.$$

Очевидно, що меншими є поле зору і $L_\perp$, то меншими є вертикальний і горизонтальний розміри зони моніторингу, а відстань між двома зонами можна варіювати величиною $L_\perp$. Якщо ми прагнемо забезпечити максимальну точність ви-

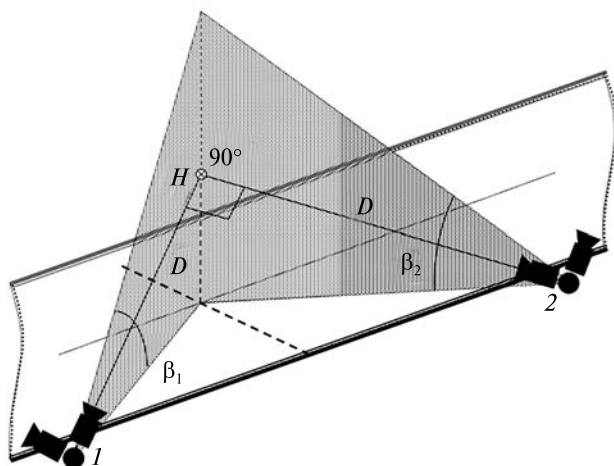


Рис. 7. Схема розміщення камер для контура типу «контроль морської акваторії з берегової лінії»

мірювань координат та швидкості об'єкта, слід вибрати позиційний кут $\eta_p = 90^\circ$, і тоді очевидно має бути $D_\perp = \text{const}$, а саме $D_\perp = r_{12}/2$. Відстань від камер до перетину оптичних осей тоді буде $D = r_{12}/\sqrt{2}$ незалежно від зміщення оптичних осей вбік від базисної лінії. Це накладає додаткове рівняння зв'язку на базові величини H та $L_\perp$:

$$H_2 + L_\perp^2 = (r_{12}/2)^2, \quad (21)$$

а отже, і на A_{z21} та E_l , як випливає з (21):

$$\text{tg}^2 A_{z21} + 2 \sin^2(E_l) = 1,$$

або для даного конкретного випадку контролю підстильної поверхні

$$\text{tg}^2 A_z + 2 \sin^2(\Delta\beta/2) = 1. \quad (22)$$

Даний метод виглядає досить привабливим, оскільки дозволяє отримати одразу дві зони моніторингу при необхідних мінімальних двох спостережних пунктах лише за рахунок збільшення кількості камер.

4.3. Приклад 3: моніторинг морської акваторії.

У ряді випадків скористатися другим прикладом неможливо. Наприклад, при неможливості встановити спостережну камеру на одному з берегів ріки, або при моніторингу морської акваторії, коли камери можна встановити лише вздовж берегової лінії. Тоді можна використати аналогічний підхід, але відслідковувати лише одну зону (рис. 7). З іншого боку, якщо ми будемо використовувати по дві спостережні камери

у кожному пункті, кількість моніторингових зон можна збільшити за рахунок однієї додаткової спостережної точки. У загальному випадку при створенні берегової спостережної мережі з N спостережних точок отримаємо $N-1$ зону моніторингу.

Дана схема частково поступається попередній, оскільки вимагає додаткового спостережного пункту, хоча загалом при великій кількості камер у спостережній мережі це несуттєво змінює схему. Вигляд спільної зони моніторингу в даному випадку є повністю аналогічним прикладу 2, з тією лише різницею, що симетрію зони контролю буде повернуто на 90° — у прикладі з рікою лінію базису було направлено поперек ріки — перпендикулярно до русла, а в даному випадку — паралельно береговій лінії.

5. ВИСНОВКИ

Досвід багаторічних базисних відеоспостережень метеорів, розробки методів опрацювання спостережних даних та відповідного програмного забезпечення дозволяє оцінювати ефективність використання різних відеокамер для ряду інших задач моніторингу атмосфери та ближнього повітряного простору. Розглянута в даній роботі проблема має на меті розв'язок двох базових задач. Перша — пряма задача — визначення меж зони моніторингу повітряного простору при заданих характеристиках камер та критичних розмірів об'єктів спостереження для їхнього детектування, а оптимально — і для їхньої ідентифікації. Дана задача передбачає також оцінку точності розрахунків кінематичних характеристик об'єкта, включаючи прогноз його подальшого руху. Друга — обернена задача — передбачає підбір типів відеокамер, їхнього позиціонування на місцевості та орієнтації оптичних осей з метою контролю заданої зони повітряного простору при заданих типах та швидкостях руху динамічних об'єктів. Дана задача мала б також передбачати мінімізацію фінансових витрат для такого моніторингу.

Серед розглянутих типів камер Watec та об'єктивів, які використовувалися для спостережень метеорів, можна умовно виділити два типи об'єктивів. Перший тип — ширококутні

сучасні об'єктиви, такі як Ricoh з полями зору 40°...60° для детектування крупногабаритних об'єктів, наприклад гелікоптерів на відстанях у кілометри. Інший тип — це порівняно довгофокусні об'єктиви радянського виробництва «Юпітер-3», «Геліос-40» та деякі інші для розпізнавання невеликих, але близьких об'єктів (ракети, БПЛА), які у сукупності з даними відеокамерами мають досить мале поле зору, але при цьому забезпечують більші базисні відстані. Аналогові камери та фотографічні об'єктиви морально застаріли і не забезпечують необхідних характеристик спостережної системи. Альтернативою буде використання сучасних, досить недорогих мережевих відеокамер формату Full HD, оснащених телеоб'єктивом зі змінним фокусом, і дозволяють змінювати поле зору від 2°...3° до 60°. Ідеальним варіантом виглядає комбінація двох камер у кожному спостережному пункті у наступній схемі. Одна із камер нерухома, має максимальне поле зору і служить для детектування та тріангуляційної обробки об'єкта, тобто визначення його кінематичних параметрів — координат та швидкості. Інша камера має можливість швидко переміщуватись у межах поля зору ширококутної камери за допомогою крокових двигунів в режимі реального часу, передбачаючи при цьому необхідну зміну фокуса, тобто масштабування зображення, для ідентифікації об'єкта. Необхідно відмітити, що мережеві камери мають затримку даних мінімум в один кадр, тому для критичних систем реального часу необхідні

камери з інтерфейсом MIPI CSI-2 спряжені з достатньо потужним контролером обробки зображень.

Щодо кількості камер, їхнього розміщення, орієнтації оптичних осей є досить багато варіантів, і вони мають реалізовуватися в залежності від поставленої задачі. Серед розглянутих найбільш типових трьох випадків оптимальним виглядає другий приклад, де використовуються незалежні пари спостережних пунктів, кожен з яких забезпечується парою незалежних камер, які в кінцевому варіанті забезпечують дві спостережні зони моніторингу, і при цьому будуть забезпечувати оптимальну точність розрахунку координат та швидкості об'єкта.

Усі приведені формули та розрахунки можна реалізувати у вигляді цифрового калькулятора, який дозволить ефективно розв'язувати задачу створення зон локального моніторингу атмосфери та повітряного простору. Усі алгоритми можуть бути застосовані також для відеокамер ближнього інфрачервоного діапазону та тепловізорів.

Робота виконана в рамках фінансування Міністерства освіти і науки України у відповідності до додаткової угоди № БФ/3-2024 до Договору № БФ/30-2021 від 4 серпня 2021 року на виконання завдань перспективного плану розвитку наукового напрямку «Математичні науки та природничі науки» у Київському національному університеті імені Тараса Шевченка» від 1 квітня 2024 р.

REFERENCES

1. Betzler A. S., Sekiguchi T. (2024). A statistical analysis of over three thousand meteors and their spectra. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **529** (4), 3408–3423.
2. Borovička J., Spurný P., Šrbený L., et al. (2020). Data on 824 fireballs observed by the digital cameras of the European Fireball Network in 2017–2018. *Astron. and Astrophys.*, **667**, A157. *omy*
3. Cook W. J., Moser D. E. (2012). The status of the NASA All Sky Fireball Network. *Proc. Int. Meteor Conf.* (Sibiu, Romania, 15–18 September 2011). Eds. M. Gyssens, P. Roggemans. Int. Meteor Organization, 9–12.
4. Golubaev A. V., Gorbanev Yu. M., Shulga O. V., et al. (2022). Creation of the Ukrainian meteor observation network: instruments, methods for processing, observatin possibilities. *Space Science and Technology*, **28** (4), 39–70.
5. Gorbanev Yu. M., Golubaev A. V., Zhukov V. V., Knyaz'kova E. F., Kimakovskii S. R., Kimakovskaya I. I., Podlesnyak S. V., Sarest L. A., Stogneeve I. A., Shestopalov V. A. (2006). Methods and statistics of TV observations of telescopic meteors. *Solar System Res.*, **40** (5), 412–426.
6. Gorbanev Yu. M., Golubaev A. V., Zhukov V. V., et al. (2008). Techniques for positional measurements of telescopic meteor TV images. *Solar System Res.*, **42** (1), 35–50.
7. Hajdukova M., Rudawska R., Jopek T. J., Koseki M. (2023). Modification of the shower database of the IAU Meteor Data Center. *Astron. and Astrophys.*, **671**, A155.
8. Jenniskens P., Gural P. S., Dynneson L., Grigsby B. J., Newman K. E., Borden M., Koop M., Holman D. (2011). CAMS: Cameras for Allsky Meteor Surveillance to establish minor meteor showers. *Icarus*, **216** (1), 40–61.
9. Kozak P. M., Lapchuk V. P., Kozak L. V., Ivchenko V. M. (2018). Optimization of video camera disposition for the maximum calculation precision of coordinates of natural and artificial atmospheric objects in stereo observations. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, **34** (6), 314–327.
10. Kozak P. M., Watanabe J. (2017). Upward-moving low-light meteor. I. Observation results. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **467** (1), 793–801.
11. Kozak P. M., Watanabe J. (2020). Meteors with extreme beginning heights from observations with high-sensitivity super-isocon TV systems. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **497** (4), 5550–5559.
12. Kulichenko M. O., Shulga O. V. (2017). Double station observation of meteors with low baseline in Mykolaiv. *Odessa Astron. Publ*, **30**, 230–231.
13. Roberts I. D., Hawkes R. L., Weryk R. J., et al. (2014). Meteoroid structure and ablation implications from multiple maxima meteor light curves. *The Meteoroids 2013. Proc. Astron. Conf. at A. M. University* (Poznan, Poland, Aug. 26–30). Eds T. J. Jopek, F. J. M. Rietmeijer, J. Watanabe, I. P. Williams. A. M. University Press, 155–162.
14. SonotaCo (2009). A meteor shower catalog based on video observations in 2007–2008. *WGN. J. IMO*, **37** (2), 55–62.
15. Spurný P., Betlem H., Jobse K., et al. (2000). New type of radiation of bright Leonid meteors above 130 km. *Meteoritics and Planetary Sci.*, **35**, 1109–1115.
16. Spurný P., Betlem H., Leven J. V., Jenniskens P. (2000). Atmospheric behavior and extreme beginning heights of the thirteen brightest photographic Leonid meteors from the ground based expedition to China. *Meteoritics and Planetary Sci.*, **35**, 243–249.
17. Vida D., Brown P., Campbell-Brown M., Huggins S. (2017). Canadian Automated Meteor Observatory: Cometary meteoroid strengths derived from a highly fragmenting event observed on July 21, 2017. *Int. Meteor Conf.* (Petnica, Serbia, 21–24 September 2017). Eds M. Gyssens, J.-L. Rault. *Int. Meteor Organization*, 18–24.
18. Vida D., Segon D., Gural P., Brown P., McIntyre M., Dijkema T., Pavletic L., Kukic P., Mazur M., Eschman P., Roggemans P., Merlak A., Zubovik D. (2021). The Global Meteor Network — Methodology and First Results. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **506** (4), 5046–5074.
19. Vojaček V., Borovička J., Koten P., et al. (2015). Catalogue of representative meteor spectra. *Astron. and Astrophys.*, **580**, A67.
20. Watanabe J.-I., Tabe I., Hasegawa H., et al. (2003). Meteoroid clusters in Leonids: evidence of fragmentation in space. *Publ. Astron. Soc. Jap.*, **55**, L23–L26.

Стаття надійшла до редакції 30.10.2024

Після доопрацювання 06.11.2024

Прийнято до друку 06.11.2024

Received 30.10.2024

Revised 06.11.2024

Received 06.11.2024

P. M. Kozak^{1,2}, Senior Researcher, Post-doc, Ph.D. in Phys&Math

E-mail: kpm@knu.ua

*I. V. Luk'yanyk*¹, Senior Researcher, Ph.D. in Phys&Math

E-mail: iluk@knu.ua

L. V. Kozak^{2,3}, Associate Professor, Dr. Sci. in Phys&Math

E-mail: kozakliudmyla@knu.ua

*V. M. Ivchenko*², Head of Department, Dr. Sci. in Phys&Math

E-mail: vasy_l_ivchenko@knu.ua

*V. P. Lapchuk*², Head of Laboratory

E-mail: v.p.lapchuk@gmail.com

*S. V. Stariy*⁴, Senior Researcher, Ph.D. in Phys. & Math.

E-mail: astro59@ukr.net

*O. B. Stelya*⁵, Senior Researcher, Ph.D. in Phys&Math

E-mail: oleg.stelya@gmail.com

¹Astronomical Observatory of Taras Shevchenko National University of Kyiv

3, Observatorna Str., Kyiv, 04053 Ukraine

²Taras Shevchenko National University of Kyiv, Faculty of Physics

4, Glushkova Ave., Kyiv, 03680 Ukraine

³Space Research Institute of National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine

40, Glushkov Ave., build. 4/1, Kyiv 187, 03680 Ukraine

⁴Taras Shevchenko National University of Kyiv, Faculty of Computer Sciences and Cybernetics

4d, Glushkova Ave., Kyiv, 02000 Ukraine

⁵V. Ye. Lashkaryov Institute of Semiconductor Physics of NAS of Ukraine

41, pr. Nauki, Kyiv, 03028 Ukraine

OPTIMIZATION OF THE DISPOSITION SCHEME AND TECHNICAL CHARACTERISTICS OF VIDEO CAMERAS FOR SOLVING SPECIAL TASKS OF LOCAL MONITORING OF THE ATMOSPHERE AND NEAR AIRSPACE BASED ON THE EXPERIENCE OF METEOR OBSERVATIONS

The problem of the construction of local zones for monitoring the atmosphere and near airspace to search natural and artificial dynamic objects, calculate their coordinates and velocities, predict positions and possible identification is considered in this work. For necessary calculations, many years of experience in double-station TV and video meteor observations at altitudes of 80...130 km is used, as well as original methods for processing video streams with meteor images and corresponding developed software. Two components of the problem, conditionally called direct and inverse tasks, are described. The direct task envisages calculating the size of the common monitoring zone and minimal sizes of the dynamical objects for a couple of video cameras with preliminary selected technical characteristics like the light detector and lens installed in fixed positions and optical axes orientation. The direct task should involve estimating the computational precision for both coordinates and velocities of the objects. On the contrary, the inverse task envisages the recommendations for selecting video camera types, their dispositions, and the orientation of optical axes for hand-picked monitoring zones and searched object types, depending on the aim – only object detection or its possible identification. The given task should ensure optimization of the precision of calculating the coordinates and velocity of an object and predicting its position. To address these issues, we derive the necessary formulae to ensure the required spatial resolution and to calculate the three-dimensional common monitoring zone. Additionally, we examine its changes with altitude. The computations are made for estimating the spatial resolution of video cameras and photographic lenses used for meteor observations. Appropriate conclusions are drawn for the detection and identification of dynamic objects in near airspace. The recommended method for monitoring fast, small-size objects is the use of modern Full HD digital network cameras equipped with changeable focus lenses. As an example of the creation of a double-station camera couple or small local monitoring networks, three variants of cameras' dispositions are considered with an evaluation of the efficiency of each.

Keywords: double-station video observations, video cameras, atmosphere and airspace zone for local monitoring, optimization of video observation, triangulation, meteors.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.06.112>

УДК 328/002.8/354

О. П. ФЕДОРОВ¹, дир., член-кор. НАН України

ORCID 0000-0002-0245-6509

E-mail: oleh.fedorov@gmail.com

В. В. ВАСИЛЬЄВ^{2,3}, Голова Ради Асоціації «КОСМОС», голова наглядової ради АТ «Елміз», канд. техн. наук

Я. С. ЯЦКІВ⁴, дир., акад. НАН України

¹ Інститут космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України
проспект Академіка Глушкова 40, корп. 4/1, Київ-187, Україна, 03680

² Українська асоціація високотехнологічних підприємств та організацій «КОСМОС» (Асоціація «КОСМОС»)
вул. Генерала Алмазова 18/7, оф. 310

³ Акціонерне товариство «Елміз»

вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099

⁴ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

КОНЦЕПТУАЛЬНІ ОСНОВИ ДЕРЖАВНОЇ ПОЛІТИКИ УКРАЇНИ У СФЕРІ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ: ПРОЄКТ БАЗОВИХ ПОЛОЖЕНЬ

За результатами обговорення стану та перспектив космічної діяльності в Україні, яке відбулося 12—13 квітня на робочій нараді «КОСМОС В ЧАС ВІЙНИ ТА МИРУ», Асоціація «КОСМОС» та Рада з космічних досліджень НАН України створили ініціативну робочу групу з аналізу космічної діяльності для підготовки основні положень концептуальних документів в царині космічної діяльності. Президія Національної Академії наук України на засіданні 10 липня 2024 року підтримала цю ініціативу. В даній роботі викладені основні положення розробленого проєкту базового документу «Концептуальні основи державної політики України у сфері космічної діяльності». В роботі визначені основні проблеми, що потребують розв'язання, зокрема підкреслені нові виклики організації космічної діяльності внаслідок російської агресії проти України. Сформульовані вихідні положення, покладені в ідеологію підходу авторів, наведений короткий SWOT-аналіз поточного стану космічної діяльності України, висунута ідея запровадження нової моделі вітчизняної космічної діяльності, наведений перелік першочергових кроків запровадження такої моделі, сформульовані орієнтири та індикатори досягнення поставлених загальних цілей. Аналіз проблем, засади формування та реалізації державної політики, спрямованої на їх вирішення, викладені в наступних розділах: характеристика сучасної космічної діяльності у світі та Україні; стан та проблеми наявних компетенцій космічної діяльності України; загальні цілі, пріоритетні напрями та завдання космічної діяльності в Україні; шляхи організації космічної діяльності в Україні; першочергові заходи; очікувані результати.

Ключові слова: космічна діяльність, космічні технології, ракетно-космічна техніка, державна політика, державне управління, сталий розвиток, безпека і оборона, космічні дослідження.

Цитування: Федоров О. П., Васильєв В. В., Яцків Я. С. Концептуальні основи державної політики України у сфері космічної діяльності: проєкт базових положень. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6 (151). С. 112—136. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.112>

© Видавець ВД «Академпериодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

1. ВСТУП

Концептуальні основи державної політики у сфері космічної діяльності в Україні (далі — **Концептуальні основи**) спрямовані на визначення засад формування та реалізації єдиної та цілісної державної космічної політики, передбачають формування єдиного розуміння політики розвитку та використання космічних засобів, технологій та інформації на всіх рівнях державного управління, встановлення засад та принципів реалізації такої політики, визначають наявні проблеми у космічній сфері та шляхи їхнього вирішення в інтересах забезпечення національної безпеки і оборони, сталого економічного зростання, підвищення науково-технологічного потенціалу країни та задоволення соціальних потреб.

Політика у сфері космічної діяльності визначається як система поглядів та дій, регулятивних заходів, правових і нормативних актів, а також економічних та науково-технологічних пріоритетів органів державної влади, яка спрямована на реалізацію інтересів держави шляхом виконання космічних проєктів.

Концептуальні основи визначають такі **проблеми, що потребують розв'язання**:

- низький рівень вітчизняної космічної діяльності, який не відповідає потребам держави; недостатнє залучення високих космічних технологій у вирішення нагальних проблем держави, у першу чергу у сферах національної безпеки і оборони, сталого розвитку, екологічного моніторингу, підтримки базових секторів економіки;

- криза державного управління космічною діяльністю, відсутність стратегічного планування, координації діяльності суб'єктів космічної діяльності;

- критичний стан науково-технологічної та виробничої бази, проблеми з доступом до приладів і матеріалів конкурентоспроможного рівня, випадіння низки технологій з технологічного ланцюжка створення ракетно-космічної техніки;

- недостатній рівень організації та фінансування космічних проєктів, підтримки інновацій та перспективних досліджень; відсутність з 2018

року Загальнодержавної науково-технічної космічної програми;

- відсутність внутрішнього ринку космічних послуг, проблематичність залучення приватних інвестицій та неврегульованість участі приватного сектору в космічну діяльність;

- критичний стан кадрового складу, відтік молоді, кризовий стан освіти та підготовки кадрів;

- недостатній рівень співпраці з іноземними партнерами, повільне просування процесу входження у європейські структури.

Концептуальні основи враховують такі оцінки та вихідні положення.

Сучасна космічна діяльність відіграє зростаючу роль у забезпеченні безпеки і оборони, конкурентоспроможності, сталого розвитку країн. Її особливості зазнають значних змін з огляду на нове геополітичне протистояння, а також особливості воєнних дій на фронтах російсько-української війни. Об'єктивні обставини вимагають від кожної країни використовувати певний набір космічних технологій та інформації для забезпечення власної життєдіяльності. Космічна діяльність слугує фактором, який сприяє соціально-економічному розвитку, забезпечуючи взаємодію різних інноваційних технологій, причому космічні технології відіграють роль масштабування розвитку інших критичних технологій (інформаційних, комунікаційних, транспортних, біотехнологій).

Наразі рівень космічної діяльності України не відповідає міжнародному, її проблеми мають системний характер, а чинна модель діяльності вичерпала себе. Водночас наявні технології та засоби, інтелектуальний та виробничий потенціал, досвід міжнародної співпраці об'єктивно може стати дієвим інструментом забезпечення безпеки, відбудови та розвитку країни.

Реалізація цих можливостей потребує системних та рішучих заходів, зокрема вироблення космічної політики, реформування виробничої сфери, організації нових механізмів управління та публічно-приватного партнерства, підтримки інноваційних рішень та кадрового забезпечення. Вони мають спиратися на нову модель космічної діяльності країни, закріплену у політичних та про-

грамних документах, зокрема даної Концепції. У цій моделі стратегія космічної діяльності є складовою частиною національної стратегії розвитку; зазначена діяльність спрямована на виконання загальнодержавних і суспільних завдань і ґрунтується на визначених власних потребах та ключових компетенціях. До сьогодні космічні програми створювались екстраполяцією попередніх заходів; однак пріоритети та засади майбутньої діяльності не впливають виключно із попереднього досвіду і повинні передбачати створення системи ухвалення рішень, яка включає аналіз поточної ситуації, вироблення системи цілепокладання, аналіз варіантів розвитку, обґрунтування заходів щодо планування і контролю.

Ця ідеологія відображається в даному документі з урахуванням таких **вихідних положень**:

- у найближчій перспективі умови провадження космічної діяльності визначатимуться воєнним протистоянням, необхідністю оборонних і безпекових заходів, подоланням наслідків бойових дій, відбудовою ключових секторів економіки;

- космічна політика є одним із державних пріоритетів, який визначає здатність захисту державності, геополітичну значущість та рівень забезпечення національних інтересів;

- розвиток та впровадження високих технологій, зокрема аерокосмічних, виступають ключовою умовою ефективного протистояння російській агресії, економічного зростання та переходу до сталого розвитку;

- ідеологія і пріоритети космічної діяльності України підпорядковані загальнодержавним пріоритетам, її завдання та масштаб визначаються нагальними національними потребами, чинними положеннями концептуальних документів та програм розвитку сектору безпеки і оборони, галузей, що визначають економічне відродження та розвиток (енергетика, транспорт, сільське господарство, інформаційно-комунікаційна сфера), науково-технічної сфери, забезпечення сталого розвитку;

- організація космічної діяльності передбачає планування та керування в космічній сфері за єдиним задумом на основі засад стратегічного планування;

— європейські принципи формування космічної політики слугують орієнтиром для України, а практичні заходи мають на меті інтеграцію у європейський технологічний та дослідницький простір.

2. ХАРАКТЕРИСТИКА СУЧАСНОЇ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ У СВІТІ ТА УКРАЇНІ

2.1. Про світові тенденції космічної діяльності.

Роль космічної діяльності у суспільному розвитку сучасного світу динамічно зростає і набуває нових якостей внаслідок її критичного впливу на забезпечення національної та глобальної безпеки, конкурентоспроможність економіки, військову міць, науково-технологічний рівень та якість життя громадян. Початок 2000-х років відзначився переходом від демонстраційного етапу до практичного використання результатів дослідження та використання космосу. Останнє десятиліття знаменує перехід від опосередкованого впливу (через інноваційний вплив на інші галузі) до безпосереднього впливу на економічний та суспільний розвиток. При цьому космічні технології відіграють роль масштабування розвитку інших критичних технологій — інформаційних, комунікаційних, транспортних, біотехнологій. Внаслідок цього до космічної діяльності відносять і широке коло галузей, що використовують космічні технології та інформацію (зв'язок, навігація, космічні спостереження, трансфер технологій, інформаційні сервіси тощо), які не пов'язані безпосередньо із космічними засобами [18].

Сьогоднішня космічна діяльність зазнає значних змін з огляду на нове геополітичне протистояння, а також особливості воєнних дій на фронтах російсько-української війни [27, 31, 33]. Збройна боротьба за існування незалежної України має як цивілізаційний, так і технологічний вимір: ефективність опору визначається застосуванням комплексу високих технологій, і не в останню чергу аерокосмічних. Досвід війни вже відобразився у середовищі аналітиків та керівних документах космічних інституцій; перш за все йдеться про космічну підтримку військ шляхом використання комплексу інформаційно-комунікаційних та навігаційних засобів, а та-

кож нових вимог до захисту супутникових угруповань військового і цивільного призначення, зокрема у сфері кібербезпеки. Непересічну роль супутникова інформація відіграє наразі у системі розвідки по відкритих джерелах (Open source intelligence, OSINT) [22].

Серед низки трендів космічної діяльності в світі є декілька таких, що становлять інтерес для організації власної космічної діяльності і налагодження ефективної взаємодії з партнерами.

(i). Геополітичні потрясіння, спричинене руйнуванням системи безпеки внаслідок російської агресії, викликало виразний процес зосередження **пріоритетів космічної діяльності на безпекових і військових проблемах**. На сьогодні цей тренд проявляється як у змісті космічних програм, так і пріоритетах фінансування та технологічної політики. «Оборона неможлива без космосу як космос без оборони» — ключова теза європейської космічної політики сьогодні визначає сталу тенденцію повернення стану речей в космічній сфері в епоху «холодної війни». Ознаки зазначеної переорієнтації з'явилися, зокрема, після випробування РФ та Китаєм протисупутникових засобів (наземної зброї спрямованої енергії (DEWs), засобів придушення супутників «satellite jammers», а також космічних ASAT-засобів, призначених для виведення з ладу або знищення супутників) і окреслилися формуванням у США та Франції військово-космічних сил. Оборонна космічна стратегія США (Defense Space Strategy, 2020 [24]) заклала ідеологічні основи формування нової космічної політики, орієнтованій на глобальне домінування та забезпечення військової міцності. Плани НАТО, викладені у новій космічній політиці **NATO's approach to space** (2019 р), [28] проголошують космос п'ятою операційною сферою (поряд з повітрям, сушею, морем і кіберпростором); європейська спільнота виробила відповідний стратегічний план — EU Space Strategy for Security and Defense [24, 34]. Водночас характер воєнних дій в Україні демонструє фундаментальну роль космічних засобів у формуванні стратегічних балансів на полі бою внаслідок нового рівня доступності супутникових даних та послуг і принципового значення рівня кібербезпеки [22].

Російська агресія не тільки додала темпу посиленню воєнної складової космічних програм, а й виявила нові проблеми при втіленні запланованих заходів. По-перше, у новій космічній гонитві перспективи перемоги зумовлюються масштабом та швидкістю впровадження інновацій. Найбільш ефективним механізмом вирішення цієї проблеми вважається залучення приватного бізнесу у військові програми. Для подолання перешкод на шляху створення нового рівня кооперації державного і «нового космосу» реалізуються спеціальні програми на кшталт американської U. S. Space Force Commercial Space Strategy [25]. По-друге, у протистоянні між демократичним світом і державами «осі зла» залучені не тільки власні військові засоби. Внаслідок багаторічного досвіду співпраці між воєнними і цивільними програмами для вирішення оборонних проблем на системній основі все більше залучаються цивільні супутникові системи (телекомунікаційні, навігаційні, спостережні). Отже, актуальними є завдання забезпечення безпеки цих цивільних систем, які внаслідок воєнних дій стають реальними цілями у протисупутникових атаках (як кібернетичних, так, у перспективі, і фізичних).

(ii). **Внесок космічної діяльності у світову економіку** протягом останніх двох десятиліть постійно зростає внаслідок формування нових ринків космічних послуг та об'єктивними потребами інформаційного суспільства. Стабільне зростання обороту космічної галузі (в середньому до 10 % на рік в останнє десятиліття) відбувається попри прояви нестабільності та кризових явищ у різних сегментах світової економіки. Обсяг глобальної космічної економіки за 2023 р. склав \$570 млрд, (удвічі вище, ніж десятиліття тому); у 2022 році — \$530 млрд. Державні витрати на космос зростають більш ніж на 10 %, а глобальні військові космічні бюджети зросли до \$57 млрд, (близько 50 % від загальних державних витрат). Доходи від комерційного космосу у 2023 р. склали \$445 млрд, що на 5 % більше, ніж у 2022 р. Серед лідерів — координатно-часове забезпечення та навігація (\$209 млрд, або 47 %), наземна інфраструктура (19 %); зросло удвічі виробництво та запуск супутників [22, 25, 32, 35, 36].

Тренд динамічного зростання зумовлений найвищими вимогами до науково-технічних розробок в космічній сфері, що визначає, відповідно, найвищу ефективність інновацій. Поява сектору «нового космосу», орієнтованого виключно на ринкові механізми, значною мірою визначає вигляд, який матиме у майбутньому космічна економіка.

Наразі на космічному ринку присутні сотні компаній, а космічні програми мають до 100 країн, які розглядають космічний сектор необхідною умовою економічного розвитку. З початку 2000-х років оборот приватного сектору перевищив державні космічні програми (на сьогодні його частка становить понад 75 %) [25]. Започаткування космічного туризму розглядається як провісник залучення широкого загалу до космічних польотів. Основне джерело комерційного космосу — отримання даних (інтернет, телефонія, навігація, дистанційне зондування); тобто, наразі використовується просторовий ресурс космосу і передавання інформації. Наступний прорив у використанні космосу для економічних потреб пов'язується зі створенням матеріальної продукції (корисні копалини на астероїдах, виробництво матеріалів), яке поки що є затратною. Саме тому сукупний оборот космічного сектору все ще у рази менший, ніж у найбільших галузях — біотехнологічній, інформаційній, енергетиці. Отже на сьогодні основним джерелом фінансування космічної економіки (включаючи комерційний сектор) виступають державні бюджетні джерела (до 85 %).

Аналіз космічних програм різних країн свідчить про розмаїтість шляхів використання космічної діяльності в національних інтересах [18]. Космічні гранди (США, Євросоюз, Китай) розглядають космос як важливий чинник перемоги у глобальних економічних змаганнях, тому розвивають всі наявні напрями і повний цикл розроблення та використання космічних засобів. Мета такої політики — бути компетентними в усіх передових технологіях, віддаючи пріоритет тим, де є шанси бути переможцем. Індія протягом десятиліть намагається досягти такого статусу, постійно нарощуючи свій потенціал у різних напрямках на основі сталого бюджетного

фінансування. Інший підхід, а саме орієнтацію на комерційний успіх, реалізує Велика Британія, де протягом років надходження у бюджет від експорту (головним чином супутникових технологій) значно перевищують державні видатки на розробки та дослідження. Космічні програми, орієнтовані на регіональне домінування і оборонні застосування втілюють Ізраїль та Туреччина. Їхній шлях на космічні ринки пролягає від воєнних програм до широкого кола застосувань в рамках взаємодії з партнерами. Орієнтація на вузьке коло компетенцій і участь у масштабних міжнародних місіях — це вибір більшості європейських країн (Іспанія, Нідерланди, Чехія, Угорщина та інші). Для України повчальний досвід Польщі, яка, маючи декілька дослідницьких інститутів та не маючи космічної промисловості, на початку 2000-х запровадила послідовну політику приєднання до європейських проєктів і розвитку власних компетенцій. Одержавши значну підтримку, наші сусіди мають наразі до 300 компаній, що працюють в космічному секторі, беруть участь у масштабних європейських проєктах і мають обґрунтовані амбіції у сфері ракетних технологій.

(iii). Розвиток космічних технологічних систем виступає ключовим фактором забезпечення **сталого розвитку і екологічної безпеки** у сучасних умовах [2, 5, 9, 11–21]. Висновок Конференції ООН з питань сталого розвитку (Ріо-де-Жанейро, 2012) про неможливість сталого розвитку без космічних технологій відображається в конкретних заходах. Стале функціонування метеорологічних, телекомунікаційних, навігаційних, моніторингових систем доповнюється в останні роки мегапроєктами на кшталт створеної системи систем спостереження за Землею GEOSS (та її європейської складової «Copernicus»). Характерна риса сучасного підходу — спільне використання космічних навігаційних, телекомунікаційних засобів, а також даних наземних та космічних спостережень, що визначає якісно новий рівень застосування космічних технологій у системах ухвалення управлінських рішень. Цей рівень характеризується переходом від надання інформаційних сервісів на базі супутникових даних до інтегрованих баз знань

щодо земних екосистем, які використовують супутникову інформацію, геоінформаційні дані та технології штучного інтелекту.

Відповідно до затребуваності супутникової інформації динамічно зростають обсяги проєктів сектору супутникових спостережень; до 2030 року прогнозується зростання кількості супутників відповідного призначення майже втричі (до 5400), ринок їхнього виробництва зросте на 40 % — до €120 млрд. Пріоритетним напрямом є засоби спостереження з розрізненням 1 м і менше; при цьому 30 % усіх запланованих до реалізації проєктів в ЄС до 2030 р. складають системи розвідки; в середньому 20 % від усіх запланованих до 2030 р. світових проєктів орієнтовано на кліматичні дослідження. Характерною рисою перспективних проєктів є збільшення розміру супутникових угруповань для забезпечення високої оновлюваності даних, та збільшення їхньої якості; при цьому зростає частка систем спостереження на базі малих супутників [22, 25, 32, 35, 36].

(iv). **Технологічні інновації — основа швидкого розвитку космонавтики.** Відзначене стале зростання космічної сфери зумовлене технологічними проривами принаймні у двох напрямках: поперше, це мініатюризація службової та цільової апаратури супутників, а отже, різке зниження маси апаратів при розширенні їхніх можливостей. В результаті стрімко зростає кількість супутників різного призначення на орбіті Землі (більш ніж 10 тисяч за оцінками на середину 2024 р.) причому до трьох чвертей з них — малі космічні апарати. По-друге, поява ракет-носіїв багаторазового використання і, відповідно, здешевлення пускових послуг. З останнім фактором пов'язані оптимістичні прогнози щодо очікуваного прориву в космонавтиці внаслідок масового припливу приватного капіталу (як це сталося з авіацією у першій половині 20-го століття) і можливостям масштабних проєктів освоєння космічного простору [29].

Проривні розробки у проектуванні космічних засобів та інструментарію змістили парадигму виробництва у бік доступності та мініатюризації космічних систем при розширенні можливостей надання нових послуг та сфер застосування. Електричні, електронні та електромеханічні

(EEE) компоненти космічних систем все частіше виробляються на основі комерційних підходів commercial-of-the-shelf (COTS). Внаслідок цього відзначається новий рівень доступності космічних місій для широкого кола користувачів. Підґрунтя наступних проривів закладається сьогодні завдяки масштабній підтримці державними і приватними структурами технологічних проривних проєктів та стартапів у перспективних напрямках. Серед перших показовим прикладом є європейський проєкт у сфері захищених телекомунікацій (GOVSATCOM), який передбачає створення наземно-космічної системи на основі квантових комп'ютерів [23]. Серед зростаючої кількості стартапів у 2024 році аналітиками проаналізовано більше 2100 значущих стартапів (лідери США, Західна Європа та Індія) [35], які охоплюють, зокрема, такі проблеми:

а) Advanced Space Manufacturings в інтересах розвитку великих космічних структур, багаторазових ракет-носіїв, космічних шатлів та супутникового інструментарію: передова робототехніка, 3D-друк та “легке” виробництво (light manufacturing — процес виробництва з використанням легкої техніки та обладнання без великих промислових площ);

б) інформаційно-комунікаційні технології: бездротові мережі зв'язку, оброблення наукової інформації, моніторинг Землі з використанням різних давачів та GPS;

в) Smart Propulsion: рушійні установки різного призначення, які забезпечують зростання обсягу світового ринку космічних двигунів, за прогнозами, досягне 18.1 млрд доларів США до 2028 року (на 12 % більше, ніж у 2023 році). Окрім власне зростаючих технологічних можливостей стрімке нарощування інновацій виступає безпосередньою рушійною силою космічної економіки, що стрімко розвивається.

(v). **Системне освоєння ресурсів небесних тіл.** Місяць є пріоритетною метою провідних космічних агентств, а інтенсивність здійснення місячних місій постійно зростає. Індія і Японія стали відповідно четвертою і п'ятою країнами, які здійснили успішні «м'які» посадки на місячну поверхню; Китай нещодавно повернув перші в історії зразки місячного ґрунту зі зворотного

боку Місяця. На період до 2033 року заплановано понад 150 місячних дослідницьких місій за підтримки як державного, так і комерційного фінансування. Міжнародна координаційна група з дослідження космосу (ISECG) з 27 космічних агентств (в яку формально входить і Україна), виробила «Глобальну дорожню карту космічних досліджень» [26], яка відображає «спільне міжнародне бачення щодо пілотованого та роботизованого дослідження космосу». Цей документ розглядає дослідження Місяця як перший крок для подальшого руху до Марса (а також дослідження астероїдів та об'єктів далекого космосу), а основні етапи близькі до визначених програмою NASA «Артеміда».

Угоду щодо проекту «Артеміда» (Artemis Accords) підписали 43 країни (серед них Україна), фахівці під егідою ISECG розробили обґрунтування наукових проблем дослідження Місяця та інших тіл Сонячної системи. Однак на сьогодні реальні дії головних учасників свідчать скоріш про «місячну гонитву», ніж про рівноправну кооперацію учасників як, наприклад, передбачалося у оголошеній США 20 років тому глобальній програмі досліджень місяця і Марса — Space Exploration Initiative (SEI). Ця ініціатива передбачала спільну діяльність, в якій кожна країна реалізувала узгоджену частину робіт. Artemis Accords — це набір принципів, що поділяється учасниками, які реалізують власні програми, тоді як реальна участь програмі «Артеміда» визначається двосторонніми угодами з NASA, яка є законодавцем проекту. Сутність програм, що реалізуються сьогодні головними гравцями (їх наразі до десяти) полягає в їхній принциповій орієнтації на національні інтереси. Незважаючи на проголошені дослідницькі цілі, конкретні кроки свідчать про наміри утвердження у глобальному домінуванні, освоєнні нових ареалів присутності в космосі, перспективному використанні ресурсів. Відповідно до цього загострилися дискусії щодо перегляду чинної законодавчої бази щодо освоєння небесних тіл.

(vi). **Управління сучасною космічною діяльністю** на різних рівнях зазнає істотних змін відповідно до її сучасної парадигми. Йдеться передусім про принципи міжвідомчої координації

міждисциплінарної діяльності. Однією із стратегічних основ європейської космічної політики (strategic pillars) є «максимальне включення космічної діяльності у вирішення суспільних і економічних проблем за рахунок зміцнення підтримки державної політики, відповідей на соціальні виклики та підвищення рівня безпеки» [24]. У сфері управлінських заходів реалізація цього положення втілюється запровадженням т. з. Nexus-підходу, який передбачає пов'язані між собою управлінські рішення в різних сферах [5]. Найбільш виразно Nexus втілений у спільне програмування оборонної і космічної діяльності. Відповідний сектор у Єврокомісії координується Генеральним директором з питань оборонної промисловості та космосу (The Directorate-General for Defence Industry and Space, DG DEFIS [24]). Політика перспективних досліджень в рамках програми ЄС «Горизонт-Європа» виробляється комісією з цифрових технологій, промисловості та космосу (Cluster 4: Digital, Industry and Space), а стратегічні документи розглядають космос в контексті Nexus космос — оборона — кібербезпека.

Інституційно міжвідомчу кооперацію втілено, наприклад, у новоствореному (2021 р.) Європейському агентстві з космічних програм, EUSPA, яке покликане гармонізувати продукцію космічних програм Galileo, EGNOS, Copernicus GOVSATCOM & IRIS) з вимогами користувачів. Конкретний приклад міжвідомчої кооперації продемонстровано при затвердженні одного з флагманських європейських проектів — Copernicus, програму якого, обсяг фінансування та сфери відповідальності узгоджували, окрім ESA, національні міністерства, що опікуються екологією, транспортом та наукою.

Новий виклик організації міжвідомчого управління космічною діяльністю надають уроки російсько-української війни. Аналітики Інституту космічної політики (ESPI) за результатами вивчення особливостей воєнних дій попереджають, що Європі слід готуватися до нових реалій щодо спільного виконання завдань у сфері космосу та оборони [22, 31].

2.2. Характеристика стану космічної діяльності України. Україна з перших років незалежності

ті позиціонувала себе як космічна держава, яка успадкувала до 40 % радянського космічного потенціалу і провадить власну космічну діяльність. Перші Національні космічні програми спрямовувались на збереження наявних можливостей, реалізацію українсько-російських проєктів як продовження радянської програми та поступовий перехід до власних проєктів. Передбачалося забезпечити цикл створення ракетно-космічної техніки і запусків у космос КА різного призначення, їхньої експлуатації на орбіті та використання отриманої інформації. Знаковим досягненням була реалізація комерційних проєктів «Морський старт» і «Дніпро», а також успішна участь українських підприємств у європейському проєкті «Вега», американському «Антарес», створення КА «Єгиптсат», а також КА серії «Січ». Створено законодавчу базу, включаючи Національну космічну програму, затверджену як Закон України.

У 1992—2019 роках 152 ракети-носії із ступенями та агрегатами вітчизняного виробництва здійснили запуск понад 400 космічних апаратів (КА) на замовлення споживачів із 25 країн. Серед них: РН «Зеніт» з платформи «Морський старт» — 26 пусків; РН «Зеніт» з космодрому «Байконур» — 32 пуски, РН «Дніпро» — 22 пуски, РН «Циклон-2» — 13 пусків, РН «Циклон-3» — 26 пусків, РН «Антарес» — 11 пусків, РН «Вега» — 15 пусків.

Було запущено 27 КА різного призначення, розроблених ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» (ДП «КБ «Південне») і виготовлених на ДП «ВО «Південмаш». Крім того, ДНВП «Об'єднання Комунар» серійно виготовляло прилади систем керування для ракет-носіїв (РН) «Молнія», «Союз», «Протон». ПАТ «Хартрон» забезпечувало системами керування конверсійні РН «Рокот» і «Стріла», базовий модуль «Зоря» МКС та КА різного призначення. ВО «Київприлад» виготовляло системи управління бортовими комплексами космічних кораблів «Союз» та «Прогрес». Підприємства Київського радіозаводу ПрАТ «Курс» та ПрАТ «Елміз» випускали комплекти апаратури «Курс» для стикування космічних кораблів з орбітальними станціями. Щорічно підприємства виконували понад 150 між-

народних контрактів на суму до 450 млн доларів. Послідовне виконання дослідницьких програм охоплювало до десяти наукових напрямів, створювало підґрунтя для перспективних космічних місій («Укрселена», «Іоносат»), що відображено у звітах України перед міжнародним комітетом космічних досліджень COSPAR, а також у фундаментальній розробці основ космічного права [1, 3, 4, 19, 20, 30].

Характеризуючи космічну діяльність в цілому, слід зазначити, що позитивні результати, досягнуті у минулі роки в основному належать до комерційних міжнародних проєктів, і досягнуті вони завдяки роботі підприємств (у першу чергу ДП «КБ «Південне» та ВО «Південмаш») на зовнішніх ринках. Виконання цих проєктів базувалося на науково-технічних напрацюваннях та виробничій базі, створеній у минулі роки. Здійснення власних проєктів, розвиток новітніх технологій, виробничої та дослідно-випробувальної бази залишалось на вкрай низькому рівні, що призвело до кризового стану вітчизняної космічної індустрії і космічної діяльності в цілому. Внаслідок цього основних програмних цілей (створення національної системи спостереження, входження у міжнародні програми, виконання наукових проєктів тощо) не було досягнуто, не виконано основні задекларовані функції космічної діяльності — слугувати рушійною силою високотехнологічного розвитку економіки та впровадження космічної інформації та технологій у сфері управління, безпеки та оборони, контролю за ресурсами тощо;

У процесі виконання Загальнодержавних космічних програм отримано низку вагомих технологічних і наукових результатів. Разом з тим створені за бюджетні кошти вироби (космічні апарати, телекомунікаційні, навігаційні, інформаційні засоби) в основному виконували демонстраційні завдання і не стали частиною систем, які забезпечують вирішення загальнодержавних проблем у режимі постійної експлуатації. При цьому не вдалося розвинути інструментальну базу космічних досліджень, а кількість лабораторій і фахівців, здатних створити корисне навантаження для космічних місій, за останні роки критично зменшилась. Україна не входить до

числа виконавців європейських або інших міжнародних космічних проєктів, не реалізує власних, а космічні технології не стали «локомотивом інноваційного розвитку» країни; починаючи з 2018 року немає затвердженої Загальнодержавної науково-технічної космічної програми, яка передбачена законодавством України. На загальні кризові явища в останні роки наклалися трагічні наслідки війни: руйнування виробничих та дослідницьких об'єктів та критичний відтік кадрів. Отже, загальну ситуацію з космічною діяльністю можна охарактеризувати як її згорання.

Теперішня космічна діяльність в Україні складається з сукупності фрагментів, які функціонують у межах виконання локальних завдань різного рівня, і практично не координуються на державному рівні.

По-перше, сформувалися *спільноти користувачів* державного і приватного сектора, які на регулярній основі використовують супутникову інформацію. Основним користувачем супутникових даних у роки війни стало Міністерство оборони, інші силові структури, які мають спеціальні можливості використання супутникової інформації партнерів та союзників. Окрім цього, гідрометеорологічна служба, підрозділи ДСНС, правоохоронні органи, окремі сільськогосподарські господарства, а також окремі органи місцевого самоврядування, використовують дані супутникових спостережень, які надають приватні оператори, а також Національний центр управління та випробування космічних засобів (НЦУВКЗ). Окремі органи центральної виконавчої влади (Мінеконміки, Держстат, Мінагрополітики, Мінприроди) періодично використовують супутникову інформацію для узагальнених звітів, зокрема перед міжнародними організаціями. На регулярній основі використовують дані наземно-космічних навігаційних систем спільнота приватних організацій. Постійними користувачами відносно невеликих обсягів супутникових даних, а також дослідницьких закордонних апаратів є наукові установи, які працюють за міжнародними грантами та національними проєктами. У цілому рівень упровадження космічної інформації у суспільну практику

залишається на невиправдано низькому рівні, незіставному з практикою європейських країн; у тих сферах, де міжнародні практики ґрунтуються на космічних інформаційних системах (екологічний моніторинг, аграрна сфера, контроль наслідків природних та техногенних катастроф, ресурсний моніторинг тощо) українські інституції використовують ці технології епізодично.

По-друге, функціонують підприємства та організації, що призначені розробляти, виготовляти, експлуатувати космічну техніку, а також проводити дослідження та розробки. Головним чином це *група державних і акціонерних підприємств — виробників ракетно-космічної техніки*, які перебувають у сфері управління Державного космічного агентства України (і які за радянською традицією називають «космічною галуззю») була суб'єктом підтримки з боку державних програм, а також виконавцем міжнародних комерційних контрактів («Морський старт», «Дніпро», «Циклон-4», «Вега», «Антарес»). В умовах відсутності державного замовлення на космічну техніку і закінчення більшості міжнародних контрактів підприємства перебувають у глибокій кризі і орієнтуються на міжнародні замовлення (наразі невеликі) та діяльність, не пов'язану з космосом. При цьому сектор розроблення новітніх технологій (колишні галузеві інститути) практично зруйновано, а міжнародні партнери цікавляться здебільшого конструктивними розробками, а не стадією виробництва. Подальша доля підприємств, які виготовляли системи, агрегати та вузли ракетно-космічної техніки є однією з проблем подальшого існування космічної індустрії та її вигляду.

Підпорядкований ДКАУ НЦУВКЗ є єдиною інституцією, яка отримує стале бюджетне фінансування своєї діяльності, спрямованої на підтримку та розвиток засобів наземної інфраструктури, виконання низки програм інформаційного забезпечення (спостереження Земної поверхні, навігація, сейсмічний моніторинг, контроль космічної обстановки, астрономічні дослідження). На центр покладено функції оператора вітчизняних супутникових систем (наразі відсутніх), який забезпечуватиме оброблення, зберігання та надання інформації користувачам.

В умовах відсутності державних космічних програм Центр намагається не тільки експлуатувати засоби наземної інфраструктури, а фактично виконує власні програми в інтересах широкого кола державних інституцій.

В останні роки у сфері вітчизняної космічної діяльності сформувався *приватний сектор* — низка компаній, серед яких вирізняється компанія EOS, яка спеціалізується на космічних спостереженнях Землі, забезпечує інформаційними продуктами замовників з 200 країн і експлуатує власну супутникову систему з чотирьох апаратів. Взаємодія з користувачами в Україні обмежена інформаційною підтримкою заходів, що їх проводить Міністерство оборони.

Перспективну тематику орбітального сервісу розробляє АТ «Елміз» (разом з ДП КБ «Південне»), яку підтримують закордонні замовники.

Упродовж років ефективно функціонувала *університетська система аерокосмічних вишів (ХАІ, НАУ, ДНУ, КПП)*, яка продукувала низку технологічних розробок, інформаційних технологій, науково-технічних проєктів. Наразі є декілька ініціативних груп-розробників. Власну космічну програму має КПП, яка включає створення та запуск малих КА серії PolyTAN; розробки систем управління, енергозабезпечення, термостабілізації тощо. У структурі КПП створено аерокосмічний інститут, а також КБ «Шторм», яке займається розробкою космічних апаратів дистанційного зондування Землі.

Інститути НАН України протягом багатьох років проводять систематичні дослідження в галузях космічної астрономії та астрофізики, космічної біології, досліджень навколоземної плазми, геокосмосу, космічного матеріалознавства та технологічних експериментів на орбіті, теорії управління, космічних інформаційних технологій, вивчення Землі з космосу. В останні роки розроблено та підготовлено до здійснення наукові місії «ІОНОСАТ-Мікро» та «Аерозоль-UA» (не відбулися внаслідок відсутності космічних програм). Здійснюється програма дослідницьких технологічних робіт спільна з ДП «КБ «Південне» в інтересах розроблення ракетно-космічної техніки. Наразі відсутні цільові програми досліджень, роботи виконуються за рахунок ба-

зового бюджетного фінансування та нечисленних зарубіжних грантів.

По-третє, протягом років створювались і розвивались напрями космічної діяльності, що забезпечують її стале функціонування як одного з державних пріоритетів — космічне законодавство, освіта та підготовка кадрів, просвіта громадськості та пропаганда космонавтики. Центр космічного права, створений на базі Інституту держави і права НАН України, протягом років закладав підґрунтя розроблення національного космічного права; ця робота попри значні здобутки минулих років (ухвалено низку законів та інших актів) суттєво сповільнилася з огляду на практично відсутню затребуваність та фінансову підтримку. У галузі космічної освіти Національний центр аерокосмічної освіти молоді у м. Дніпро (НЦАОМУ), спираючись на бюджетну підтримку, виконує низку загальноукраїнських і локальних заходів, ініціює спільні проєкти університетської молоді та промисловості. Загалом сфера підготовки кадрів перебуває у стані глибокої кризи, спричиненої критичним падінням рівня підготовки учнів у галузі природничих наук, закриттям низки спеціальностей в університетах, низькою затребуваністю фахівців у космічній індустрії і науці.

Враховуючи наявний стан космічної діяльності, залучення її можливостей до вирішення нагальних загальнодержавних проблем вимагають низки термінованих скоординованих заходів. Йдеться про створення цілісної системи провадження космічної діяльності, підпорядкованої актуальним загальнодержавним завданням, вироблення політики та стратегування, оновленої системи управління, стимулювання приватного сектору, здійснення послідовної технологічної політики, заходів кадрового, законодавчого забезпечення.

3. СТАН ТА ПРОБЛЕМИ СУЧАСНИХ КОМПЕТЕНЦІЙ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ УКРАЇНИ

Технологічна політика перспективної діяльності ґрунтується на визначених ключових компетенціях, тобто тих знаннях, досвіді, технологіях, які забезпечують розвиток власної індустрії на основі затребуваності її продукції та конкурентних

переваг. Порівняльний аналіз та періодичний перегляд власних компетенцій є умовою перспективного планування і ефективної діяльності як у межах власних проєктів, так і на зовнішніх ринках. Для України оцінювання, вибір та підтримка ключових компетенцій відіграє особливу роль внаслідок воєнних дій та відмови від співпраці з підприємствами країни-агресора. Вироблення технологічної політики потребує власної методології та організації діяльності з урахуванням міжнародного досвіду. Наведені експертні оцінки наявних компетенцій фіксують поточний стан і слугують загальним орієнтиром при оцінюванні можливих шляхів реалізації космічної діяльності у найближчі роки.

3.1. Ракети-носії, пускові послуги. Проєкт «Морський старт», що виконувався у минулі роки, визнано чи не найкращим у світі прикладом застосування напрацьованих раніше ракетних технологій в інноваційному космічному проєкті. Високі технічні характеристики РН «Зеніт» (енергомасові показники, низька собівартість,) зумовлюють її потенційне використання та потребуваність її модифікацій у нових проєктах. Українські розробники та виробники мають досвід участі у проєкті експлуатації американської РН «Антарес» (серійне виробництво основної конструкції першого ступеня РН, супровід пускових послуг), а також європейської РН «Вега» (серійне виробництво блоку маршового двигуна 4 ступеня). У перспективному проєкті «Циклон-4М» (з канадськими партнерами) використовуються нові розробки, зокрема двигун першого ступеня та система керування. Кооперація державних підприємств на чолі з ДП «КБ «Південне» проводила серію перспективних розробок РН, головним чином середнього та легкого класу із застосуванням вітчизняних комплектувальних виробів, а також екологічно чистих компонентів палива. Водночас в Україні декілька команд недержавних організацій проводили пошукові роботи зі створення РН надлегкого класу, включаючи застосування повітряного старту.

Досвід реалізації великих проєктів в галузі пускових послуг («Морський старт», «Циклон-4», «Дніпро») продемонстрував загрози, пов'язані з політичними ризиками та не самодостатніс-

тю України на зовнішніх ринках. Нові тенденції у сфері пускових послуг, жорстка конкуренція та технологічні змагання вимагають активного впровадження інноваційних технологічних рішень, доступу до новітніх матеріалів та конкурентоспроможних комплектувальних виробів, вирішення проблем імпортозаміщення. Проблеми управління та реформування державних підприємств (в першу чергу ВО «Південмаш»), які не вирішуються протягом років, виступають критичним фактором стабільного функціонування вітчизняної космічної індустрії в сучасних умовах.

Експортна діяльність, що визначатиме ефективність цього напрямку, вимагає пошуку стратегічних партнерів, зокрема за державної підтримки. Ця підтримка, спрямована на нарощування як експортного, так і оборонного потенціалу, має включати також інструменти стимулювання інноваційних розробок, реформування виробничої структури та запровадження приватно-публічного партнерства.

3.2. Вироби ракетно-космічної техніки (двигуни, космічні апарати, системи, прилади). Рівень космічної індустрії у минулі роки визначався розвинутою науково-виробничою базою машинобудування та приладобудування, створення систем керування РН і КА, двигунів різного застосування, систем стикування, а також створення космічних апаратів; ця база мала забезпечити широкий спектр виконання завдань радянських програм, а згодом пострадянських проєктів. Критичний спад затребуваності цієї продукції на зовнішніх ринках і втрата низки технологій підсилюються відсутністю державного замовлення та невизначеністю щодо його перспектив. До виключення можна віднести двигунобудування, яке за умови модернізації виробничої та експериментальної бази, може конкурувати на світових ринках.

У минулі роки в рамках цільових проєктів виконувались інноваційні розробки: маршовий двигун третього ступеня, безплатформенна інерційна навігаційна система (БІНС) для РН «Циклон-4М», сканер високої розрізняювальної здатності (СКВРЗ), малогабаритна астровимірювальна система для КА «Січ-2». У сфері дви-

гунобудування українські розробники виробники (ДП «КБ «Південне» та ВО «Піденмаш») забезпечували серійне виготовлення маршових двигунів у рамках проекту «Вега», розробили лінійку рідинних двигунів верхніх ступенів РН, рушійні установки для КА різного призначення. Низка організацій проводили ініціативні розробки перспективних систем для майбутніх місій: технології стикування для орбітальних сервісів, компоненти місячної бази, малі КА дослідницького та прикладного призначення. Водночас створення вітчизняних КА серії «Січ» було затягнуте критично, що унеможливило власні дослідження і перспективи виходу на міжнародні ринки. Можливості вітчизняних виробників у галузі службових та цільових бортових засобів, що розроблювались у попередні роки (оптичні сканери, радіолокаційні системи, фотоелектричні батареї, швидкісні радіолінії, системи збору інформації тощо) практично втрачені внаслідок відсутності замовлень та відставання технічного рівня від світового.

Відсутність державного замовлення та реалізації цільових проектів призвело до згортання науково-виробничої бази та відтоку кадрів. Ще у повоєнний час виникли масштабні проблеми щодо імпортозаміщення сучасних службових приладів (зіркові давачі, сонячні панелі тощо) та впровадженні новітніх технологій (3D-друк елементів конструкції, багатошарові друковані плати) із використанням інноваційних матеріалів і сучасних комплектних елементів. Критичним є відсутність досвіду конструювання нано- та пікоплатформ КА із збереженням їхніх основних функцій (живлення, орієнтація, передавання даних тощо). За малим виключенням, корисне навантаження КА не відповідає сучасним вимогам.

У технологічній політиці найближчого майбутнього дії мають зосереджуватися на відновленні перспективних технологій і підтримці небагатьох інноваційних розробок. З урахуванням пріоритетності програмних заходів необхідна програма галузевого рівня в царині космічного приладобудування та технологій.

3.3. Технології створення ракетно-космічної техніки. Розвинену технологічну базу космічної індустрії України складали низка підприємств та

технологічних інститутів (наразі втрачених), а також академічні установи, для яких матеріалознавство та технологічні дослідження виступали пріоритетом. При цьому деякі із впроваджених технологій (зварювання в космосі) слугували донедавна візитівкою українського космосу. Традиційно технологічні установи складали два напрями — технології машинобудування та технології приладобудування. За цими напрямками у період до 2012 року виконувались роботи за тематичним планом розробок, спрямованим на виробництво нової техніки (РН «Циклон-4» і КА МС-1ТК, «Січ-2», «Січ-2-1»), який виконано приблизно на 20 %. Виконано розробки зокрема у галузях двигунобудування, автоматизованих процесів зварювання, багатофункціональних композиційних матеріалів, сонячних батарей, оптоелектроніки тощо. Разом з тим перспективні дослідження практично не підтримувались. Починаючи з 2014 року діє програма співробітництва НАН України та ДП «КБ «Південне», орієнтована на модернізацію широкого спектра технологій. Протягом останніх років виконано низку міжнародних проектів, зокрема за програмою ЄС «Горизонт-2020» (жаростійкі матеріали, перспективні технологічні експерименти).

Наразі головними проблемами є старіння і почасти втрата матеріально-технічної бази та зниження технологічного рівня, відсутність перспективних розробок в інтересах космічного приладобудування, критичний відтік інженерних та наукових кадрів, які критично загострились у воєнний час. Значна частина фахівців цього напрямку працює за замовленнями іноземних споживачів. Це призводить до втрати конкурентоспроможності космічної індустрії в умовах швидкого технологічного розвитку конкурентів.

Перспективним напрямом технологічної політики в космічній сфері є створення науково-виробничих структур на базі наявних організацій у обраних пріоритетних напрямках вітчизняної виробничої діяльності, запровадження технологічної модернізації (як за державної підтримки, так і у межах виконання комерційних проектів) підтримка приватної ініціативи та приватно-публічного партнерства, у першу чергу із залученням іноземних партнерів, сприяння органі-

зації спільних проєктів у рамках програми «Горизонт-Європа».

3.4. Космічні спостереження Землі. Супутникові спостереження визначені пріоритетом попередніх космічних програм, в рамках яких передбачалися створення національної системи спостереження Землі «Січ», бортових оптико- та радіочастотних систем, розвиток системи космічного моніторингу та геоінформаційного забезпечення. Окрім запуску та експлуатації КА «Січ-1» (1995 р.), «Океан-О» (1999 р.), «Січ-1М», «Мікрон» (МС 1-ТК) (2004 р.) і «Січ-2» (2011 р.), було організовано отримання інформації із зарубіжних КА, виконано низку методичних та прикладних робіт в інтересах державних структур. Було розпочато виготовлення КА «Січ-2-1» (розрізнення 8 м), підготовчі роботи зі створення КА більшої розрізняювальної здатності та відповідні оптико-електронні засоби. На сьогодні не вдалося створити діюче угруповання КА для безперервного отримання інформації. Набули розвитку методичні розробки з вирішення широкого кола задач моніторингу, а також інформаційні технології із використанням дистанційних даних, які розробляються у співдружності з партнерами у межах завдань створення міжнародної системи систем GEOSS. Зроблені перші кроки до більш тісного співробітництва з європейською спільнотою в рамках програми COPERNICUS.

Наразі на орбіті немає жодного вітчизняного КА. Ефективне впровадження космічного моніторингу в інтересах безпеки та економіки країни не може бути забезпечене навіть декількома вітчизняними КА. На порядку денному розроблення та впровадження національної системи ДЗЗ подвійного призначення, комплементарної до міжнародних систем, та їхнє спільне використання.

Перспективи такої співпраці закладаються в ході воєнних дій: українські компанії та персонал у процесі підтримки виконання бойових завдань отримали безпрецедентний досвід в обробці розвідувальних даних, що включають радарні (SAR) і оптичні дані з розрізненістю від 0.3 до 10 м, спектральних діапазонів від видимого до інфрачервоного випромінювання; отримано

досвід об'єднання даних з різноманітних джерел (data fusion) для виконання бойових місій, а також актуальних карт земного покриття; досвід використання супутникових даних для оцінки шкоди завданої в ході бойових дій; досвід використання ДЗЗ для оцінки збитків та моделювання наслідків техногенних катастроф, таких як руйнування дамб тощо.

Об'єктивно пріоритетний напрям вітчизняної космічної діяльності потребує суттєвого перегляду підходів до організації та засобів досягнення мети. На порядку денному вироблення системного проєкту для розв'язання проблеми в цілому (включно з розвитком внутрішнього ринку супутникових даних), вирішення технологічних проблем створення конкурентоспроможного корисного навантаження та платформ, конкретизацію європейських устремлінь у виробленні спільних проєктів, запровадження механізмів фінансування та здійснення спільних проєктів.

3.5. Космічні дослідження. Дослідження навколоземного простору — верхньої атмосфери, іоносфери, магнітосфери (геокосмосу) — є традиційним пріоритетом української космічної науки. Апаратура для діагностики іоносферної і магнітосферної плазми успішно працювала у більш ніж 15 космічних експериментах, серед яких експерименти «Варіант» і «Потенціал» на КА серії «Січ».

Позаатмосферна астрономія та астрофізика. У рамках космічних програм України створювався наземно-космічний радіоінтерферометр із наддовгою базою (РНДБ), забезпечувалась участь у масштабних міжнародних проєктах: «Коронас-Ф» (дослідження Сонця із використанням фотометра ДІФОС-Ф), проєкт «Коронас-Фотон» (супутниковий телескоп електронів і протонів СТЕП-Ф).

Фізика мікрогравітації, матеріалознавство і технології. Вченими з більш ніж 30 установ проводилась підготовка циклу експериментів на борту МКС з вивчення впливу невагомості на живі об'єкти, фізико-хімічні процеси та властивості речовин.

Космічна біологія та медицина. Україна є одним із центрів комплексних досліджень у галузі космічної біології, зокрема закономірностей

впливу мікрогравітації на живі системи на молекулярному, клітинному й організовому рівнях. Саме тому наукова програма польоту першого космонавта незалежної України Л. Каденюка на американському шатлі «Колумбія» охоплювала 10 експериментів із космічної біології. Ці роботи продовжувались у напрямках вивчення гравітутливості живих істот на різних рівнях їхньої організації, механізмів адаптування до умов мікрогравітації, розробки космічного обладнання та біотехнологій.

Умовою проведення досліджень в космосі є виготовлення приладів відповідної якості; ця діяльність швидко занепадає через відсутність підтримки, втрати технологічного рівня і браку фахівців. Стрімко зменшується кількість кваліфікованих постановників експериментів — ідеологів досліджень, практично відсутні міжнародні команди, в яких залучені українські вчені. Нездійснені наукові експерименти «Іоносат-Мікро» та «Аерозоль UA» суттєво зменшують ймовірність виконання власних космічних експериментів міжнародного рівня. Перспективним шляхом здійснення власних космічних досліджень є використання малих космічних апаратів та розміщення наукового інструментарію як додаткового навантаження на українські апарати різного призначення.

3.6. Супутникові системи телекомунікацій та навігації. Заходами Загальнодержавних науково-технічних космічних програм (ЗНТКПУ) передбачалось створення національної супутникової системи «Либідь» на комерційних засадах; було обрано шлях залучення іноземних компаній для розробки та виготовлення супутника. Проєкт не здійснено внаслідок організаційних та фінансових проблем, а внесок українських виконавців обмежувався деякими проєктними матеріалами щодо технічних вимог до наземної інфраструктури. Протягом декількох років під егідою ДКА України створювалась Система координатно-часового та навігаційного забезпечення України (СКНЗУ), яка повинна надавати споживачам через інтернет навігаційну інформацію з необхідними характеристиками щодо точності, надійності і доступності на всій території України. СКНЗУ створювалась

як наземна розподілена диференціальна підсистема глобальних навігаційних супутникових систем GPS, що складається з 15 контрольнокоригувальних станцій і Центру контролю навігаційного поля. Отримані результати націлені на вирішення низки практичних завдань, серед яких підвищення ефективності і безпеки функціонування транспорту і збільшення транзитних перевезень через Україну, землевпорядкування, геологорозвідка, будівництво тощо. Водночас для вирішення аналогічних проблем за приватною ініціативою із залученням іноземних інвесторів створено мережу «System. NET», яка працює у декількох регіонах.

Практичні завдання щодо використання космічних телекомунікаційних та навігаційних систем мають спиратися у першу чергу на набутий у воєнний час досвід сил оборони і відповідні вимоги. До цього часу організація робіт в цій сфері стикалася із системними проблемами державного управління космічною діяльністю. Організація під державною егідою комерційних за змістом проєктів без залучення користувачів та приватного бізнесу не передбачає позитивного результату. Принципово важливий напрям космічної діяльності потребує цілкового перегляду організації робіт, механізмів державної підтримки та впровадження приватно-публічного партнерства.

Загальні висновки щодо розглянутих напрямів діяльності підсумовуються у вигляді короткого SWOT-аналізу (див. табл. 1).

4. ЗАГАЛЬНІ ЦІЛІ, ПРІОРИТЕТНІ НАПРЯМИ ТА ЗАВДАННЯ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ УКРАЇНИ

Визначення загальних цілей, пріоритетних напрямів та заходів, є вихідним пунктом формування космічної політики. Високий рівень невизначеності, критичні ресурсні та інфраструктурні обмеження звужують горизонти планування дій та оцінки їхньої очікуваної ефективності. Тому цільова орієнтація та пріоритетні напрями діяльності розглядаються у перспективі 5-6 років, а першочергові заходи — 1-2 років (останні слід розглядати як заходи кризового менеджменту). Формування ієрархічної структури цілепокладання визначається підпорядкованістю

Таблиця 1. Узагальнені характеристики сучасної космічної діяльності в Україні

Сильні сторони	Слабкі сторони
- Наявність космічної індустрії, що має досвід реалізації повного циклу створення та експлуатації засобів ракетно-космічної техніки і оброблення супутникової інформації. - Досвід використання космічних засобів та інформації у сучасних бойових діях. - Практичний досвід участі у міжнародних проєктах. - Відносно низька ціна продукції та послуг. - Наявність законодавчої та нормативної бази космічної діяльності. - Значний науковий потенціал космічної діяльності, досвід кооперації наукових, виробничих та освітніх установ.	- Відсутність загальної стратегії космічної діяльності, невиконання заходів останньої Загальнодержавної науково-технічної космічної програми, відсутність діючої програми. - Невдачі у виконанні низки міжнародних проєктів за участю України. - Низький рівень використання космічних технологій та інформації у цивільних галузях. - Криза державного управління космічною діяльністю, зрив фінансування космічних проєктів, підтримки інновацій та перспективних досліджень. - Відсутність внутрішнього ринку космічних послуг, проблематичність залучення приватних інвестицій та нерегульованість участі приватного сектору в космічній діяльності. - Критичне старіння технологій, проблеми з доступом до приладів і матеріалів конкурентоспроможного рівня, випадіння низки технологій з технологічного ланцюжка створення РКТ. - Старіння персоналу, відтік молоді, низька заробітної плата працівників. - Низький рівень співпраці з іноземними партнерами, повільне просування процесу входження у європейські структури.
Можливості	Загрози
- Модернізація державного управління космічною діяльністю України, впровадження нових основ державної політики в космічній сфері, структурні реформи. - Зростання потреб у застосуванні космічних технологій та інформації відповідно до вимог забезпечення оборони і безпеки, відновлення економіки. - Зростання державного оборонного замовлення для підприємств космічної індустрії. - Активна комерціалізація космічного ринку, підвищення ролі «нового космосу». - Активне входження до європейської дослідницької та промислової спільноти, співпраця відповідно планів вступу до ЄКА. - Активізація міжнародної співпраці в інтересах виконання спільних ініціатив та проєктів у сфері безпеки, пошук нових ринків у країнах, що розвиваються.	- Згортання космічної діяльності України внаслідок політичних рішень. - Втрата ринків та партнерів через політичні фактори. - Кризові економічні фактори як наслідок воєнних дій: інфляція, несприятлива динаміка курсів валют, підвищення цін на матеріали і комплектувальні тощо. - Критичне відставання рівня українських розробок від інноваційних розробок конкурентів. - Недостатнє фінансове забезпечення державних замовлень, несприятливе державне регулювання космічної діяльності, недовіра фіскальної підтримки, обмеження з боку експортного контролю. - Критичний відтік кадрів, руйнування системи підготовки фахівців.

цілей і завдань космічної діяльності основним загальнодержавним пріоритетам і викладено за наступною схемою: (i) вихідні положення; (ii) загальна мета та цілі космічної діяльності України; (iii) пріоритетні напрями і завдання космічної діяльності України.

4.1. Вихідні положення:

— у найближчій перспективі умови провадження космічної діяльності визначатимуться воєнним протистоянням, необхідністю оборонних і безпекових заходів, подоланням наслідків бойових дій, відбудовою ключових секторів економіки;

— космічна політика є одним із державних пріоритетів, який визначає здатність захисту державності, геополітичну значущість та рівень забезпечення національних інтересів;

— розвиток та впровадження високих технологій, зокрема аерокосмічних, виступають ключовою умовою ефективного протистояння російській агресії, економічного зростання та переходу до сталого розвитку;

— ідеологія і пріоритети космічної діяльності України підпорядковані загальнодержавним пріоритетам, її завдання та масштаб визначаються нагальними національними потребами, чинними положеннями концептуальних документів та програм розвитку сектору безпеки і оборони, галузей, що визначають економічне відродження та розвиток (енергетика, транспорт, сільське господарство, інформаційно-комунікаційна сфера), науково-технічної сфери, забезпечення сталого розвитку;

— організація космічної діяльності передбачає планування та керування в космічній сфері за єдиним задумом на основі засад стратегічного планування;

— європейські принципи формування космічної політики слугують орієнтиром для України, а практичні заходи мають на меті інтеграцію у європейський технологічний та дослідницький простір.

4.2. Загальна мета та цілі космічної діяльності України. Загальна мета космічної діяльності України полягає у створенні нової якості вирішення нагальних загальнодержавних та суспільних проблем на основі впровадження, ефектив-

ного використання та розвитку сучасних космічних технологій, засобів та інформації. При цьому потрібно досягти:

— забезпечення сучасного технологічного рівня виконання завдань у сферах безпеки і оборони шляхом залучення кращих практик та засобів космічної підтримки;

— послідовного підвищення ефективності заходів з відновлення інфраструктури, забезпечення безпеки життєдіяльності, екологічної, енергетичної та продовольчої безпеки шляхом впровадження напрацювань та технологій партнерів та наявних вітчизняних розробок;

— нарощування інноваційної складової економічного, науково-технічного та соціального розвитку країни за рахунок розробок та спільного впровадження космічних, інформаційних та індустріальних технологій;

— започаткування низки проривних розробок космічної техніки та технологій у сферах пріоритетного розвитку української економіки, оборони та науки;

— входження в європейський технологічний та дослідницький простір, створення українських сегментів європейських та міжнародних дослідницьких та технологічних космічних ініціатив та проєктів;

— відновлення та розвиток кадрового потенціалу, спроможного забезпечити інноваційний розвиток космічної індустрії, європейський рівень досліджень та розробок в космічній сфері.

4.3. Пріоритетні напрями і завдання космічної діяльності України. Досягнення визначених цілей передбачають космічну діяльність в тих сферах, де застосування космічних технологій та інформації в сучасних умовах має критичне значення для розвитку країни. Визначення таких пріоритетних сфер базується на встановлених сучасних характеристиках космічної діяльності та відповідному міжнародному досвіді. Крім того, враховуються чинні стратегічні та програмні документи державного та галузевого рівня (хоча кількість таких документів очевидно недостатня) та міжнародні зобов'язання. Такий підхід відповідає європейському і має змінити старі тези про «збереження потенціалу» або «підтримку галузі».

А. Сфера національної безпеки і оборони (загальнодержавні пріоритети визначаються, зокрема, Стратегією національної безпеки України [12], Стратегією інформаційної безпеки [11], Стратегією кібербезпеки [13], Стратегією воєнної безпеки [14]).

Пріоритетні напрями космічної діяльності, що відповідають сфері А:

- космічна підтримка сил безпеки і оборони;
- створення ракетно-космічної техніки подвійного призначення, включають такі завдання (узагальнено):
 - інформаційне забезпечення силових структур даними аерокосмічного моніторингу, послугами телекомунікаційних та навігаційних систем, зокрема моніторинг космічної обстановки;
 - розроблення інноваційних технологій, упровадження систем, вузлів, агрегатів, двигунів, матеріалів та приладів для виробів космічної техніки подвійного призначення;
 - підтримка та створення дослідно-випробувальних засобів, полігонів та наземної інфраструктури.

Б. Екологічна, енергетична, продовольча безпека, сталий розвиток (загальнодержавні пріоритети визначаються зокрема Законом України «Про Основні засади (стратегію) державної екологічної політики України», «Про засади державної кліматичної політики», Указом Президента України «Про цілі сталого розвитку України на період до 2030 року», Постановою кабінету міністрів України про систему моніторингу довкілля [2, 8, 9, 15]).

Пріоритетні напрями космічної діяльності, що відповідають сфері Б:

- супутникові спостереження Землі;
- супутникові інформаційно-комунікаційні технології;
- супутникова навігація, включають такі завдання (узагальнено):
 - використання міжнародних та поетапне створення національних засобів технологій та сервісів супутникового моніторингу;
 - контроль за додержанням міжнародних угод та національного законодавства;
 - виконання міжнародних програм та зобов'язань України (показники сталого розвитку, наслідки глобальних змін).

— засоби та методи спільного використання супутникових інформаційно-комунікаційних технологій для моніторингу стану інфраструктурних об'єктів, стихійних лих та техногенних загроз;

— супутникові інформаційні сервіси для вирішення завдань екологічної безпеки, контролю рівня забрудненості територій, ресурсного моніторингу (водні, лісові та агресурси) прогнозування врожайності; системи точного землеробства.

В. Інноваційний розвиток економіки, науково-технологічна сфера (загальнодержавні пріоритети визначаються зокрема у Законах України «Про інноваційну діяльність», «Про наукову і науково-технічну діяльність», «Про пріоритетні напрями інноваційної діяльності в Україні») [6, 7, 10].

Пріоритетні напрями космічної діяльності, що відповідають сфері В:

- критичні космічні технології;
- космічні дослідження;
- дослідно-експериментальна і виробнича база; включають такі завдання (узагальнено):
 - розроблення принципово нових зразків космічної техніки та технологій для впровадження на внутрішньому та зовнішніх ринках, зокрема: новітніх екологічно чистих рушійних установок, електричних та плазмових двигунів, двигунів на нетрадиційних видах палива; новітніх навігаційних приладів, системи управління, програмних продуктів та інформаційних технологій, зокрема для наземного використання; розробка виробів, приладів та технологій, що сприяють імпортозаміщенню.

— розроблення техніки для космічних місій, орбітального сервісу, багаторазових транспортних космічних систем.

Програма фундаментальних та прикладних досліджень в рамках європейських дослідницьких програм (астрофізики, наук про Землю, фізики атмосфери, глобальних та регіональних змін навколишнього природного середовища, космічної біології та матеріалознавства), український сегмент європейського науково-технічного простору («Горизонт-Європа»).

Г. Міжнародне співробітництво, євроінтеграційні заходи. Загальнодержавні пріоритети, що визначаються, зокрема, у Угоді про асоціацію з ЄС,

Угоді про співпрацю у проєкті EGNOS/Galileo, Угоді про співробітництво в галузі доступу до даних і використання даних супутників «Sentinel» програми ЄС Copernicus, Програми ЄС з досліджень та інновацій «Горизонт-Європа» [16, 17]), включають такі завдання (узагальнено):

- гармонізація законодавчих, стратегічних та програмних документів з європейською космічною стратегією, а також гармонізація технічного регулювання космічної діяльності, ініціювання програм технологічної та інфраструктурної допомоги з боку ЄС;

- набуття членства в ЄКА;

- створення українського сегмента європейських та міжнародних інформаційних систем моніторингу GEOSS, Copernicus;

- підтримка українських вчених, які беруть участь у виконанні космічних проєктів Програми ЄС з досліджень та інновацій «Горизонт-Європа».

5. ШЛЯХИ ОРГАНІЗАЦІЇ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ В УКРАЇНІ

Організація космічної діяльності як дієвого інструмента вирішення загальнодержавних проблем безпеки і оборони, відбудови та розвитку країни, потребує системних заходів в організаційній, науково-технічній та ідеологічній сферах. На відміну від попередніх років Загальнодержавна науково-технічна космічна програма не може виступати єдиним програмним документом, яка визначає завдання у космічній сфері. На порядку денному стоять вироблення та реалізація космічної політики, відбудова та модернізація виробничої сфери, організація нових механізмів управління та публічно-приватного партнерства, підтримки інноваційних рішень, кадрового та законодавчого забезпечення.

Здійснення всіх заходів за єдиним задумом включає організацію міжвідомчої кооперації, орієнтацію діяльності на користувача, у першу чергу у сфері безпеки і оборони, європейські принципи формування космічної політики, інтеграцію у європейський технологічний та дослідницький простір, реалізацію стратегічної мети — стати у перспективі частиною європейської космічної діяльності.

Ефективність вітчизняної космічної галузі забезпечується заходами стратегічного управління

діяльністю в цілому і не зводиться до управління групою підпорядкованих підприємств. Такий підхід передбачає погоджений та інтегрований набір рішень щодо пріоритетів діяльності, способів досягнення мети, ключових компетенцій і системи організації діяльності. При цьому орієнтири діяльності періодично переглядаються з огляду на узгодження поточних цілей, перспектив, можливостей та викликів.

Організація космічної діяльності у найближчий період передбачає здійснення таких кроків.

- **Створення дієвої вертикалі управління космічною діяльністю**, зокрема: запровадження на вищому рівні координаційного органу, що опікується космічною діяльністю; координація діяльності суб'єктів космічної діяльності від розробників до користувачів; запровадження ефективної комунікації органів держуправління та неурядових організацій, експертного середовища, підприємств різних форм власності тощо у процесі вироблення та реалізації космічної політики; зосередження функцій Державного космічного агентства України на реалізації космічної політики, передових аерокосмічних технологіях, проривних науково-технічних рішеннях, міжнародному співробітництві.

- **Організація робіт, що забезпечують кінцевий результат**: перехід від демонстраційних до практичних проєктів, визначення (періодичний перегляд) кола компетенцій космічної діяльності країни, що відповідатиме вимогам затребуваності та конкурентоспроможності; здійснення заходів космічних програм на основі системних проєктів; розділення функцій замовників, виконавців та користувачів продукції та послуг космічної діяльності; узгодження стратегічного, тактичного та мережевого планування; запровадження заходів системного аналізу космічної діяльності, зокрема оцінювання ефективності діяльності як на етапі планування (прогнозна ефективність), так і в ході виконання робіт.

- **Створення та розвиток внутрішнього ринку космічних технологій та інформації**: впровадження сервісів, інформації та технологій у державні та галузеві програми; підготовка кваліфікованих користувачів; сприяння впровадженню передових космічних технологій у цивільний сектор

(spin off) та цивільних технологій у космічну індустрію (spin in).

- **Гармонізація програмних та стратегічних документів з європейською космічною стратегією**, а також технічним регулюванням космічної діяльності; компліментарність національних проєктів до європейських ініціатив.

- **Відновлення та модернізація космічної індустрії**: організація інноваційних ланок розроблення та виробництва шляхом інтеграції наукового та виробничого потенціалу; забезпечення рівних умов для приватних та державних підприємств; системні заходи із імпортозаміщення та доступу до конкурентоспроможних технологій та засобів; державне інвестування в інфраструктуру та підготовку кадрів; ініціювання технологічної допомоги з боку ЄС.

- **Стимулювання наукових досліджень та інноваційних розробок** у перспективних напрямках космічної діяльності; розвиток космічної освіти та поширення знань.

- **Державна підтримка науково-технічних проєктів, спрямованих на розвиток та модернізацію інфраструктури** як фактор залучення зовнішніх інвестицій; відхід від практики планування видатків на основі сум «що історично склалися»; поєднання бюджетної підтримки, публічно-державного партнерства та залучення інвестицій.

- **Комплексне оновлення космічного законодавства України**: формування системи законів та підзаконних актів на нових ринково-орієнтованих засадах, яке відобразиться як у змісті рамкових законів (Закон України «Про космічну діяльність»), так і у прийнятті на їхнє виконання низки актів підзаконного правового регулювання; нова редакція має відображати сучасні умови організації та здійснення космічної діяльності, зокрема на засадах її комерціалізації.

- **Модернізація системи підготовки фахівців з пріоритетних напрямів дослідження та використання космосу.**

- **Орієнтири та індикатори досягнення загальних цілей.** Ефективність заходів космічної діяльності оцінюється ступенем досягнення *загальних орієнтирів* діяльності, зокрема: залученням до оборонних і безпекових завдань, динамікою загального внеску космічної діяльності в економі-

ку та інші сфери, наближенням до умов вступу у ЄКА, порівнянням з аналогічними параметрами країн-конкурентів, завоюванням певних часток міжнародних ринків, темпами наближення до європейських вимог та стандартів. *Ефективність космічної діяльності* оцінюється із застосуванням спеціалізованих методик, розроблених з використанням міжнародного досвіду. Узагальнена оцінка включає прямі і непрямі ефекти, а також експертне оцінювання гуманітарних ефектів. Зокрема, враховуватимуться оцінки відповідно до визначених індикаторів ефективності, серед яких:

- кількість космічних сервісів та технологій, залучених в оборонний і безпековий сектори, а також в економічні програми;

- обсяг супутникової інформації, залученої до оцінювання індикаторів сталого розвитку та вирішення нагальних проблем моніторингу відповідно до загальнодержавних і міжнародних програм (у відсотках до загального обсягу інформації);

- кількість міжнародних проєктів за участю українських інституцій та окремих фахівців (зокрема, на замовлення ЄКА та в рамках програми «Горизонт-Європа»);

- ступінь новизни та економічної рентабельності космічної продукції та сервісів;

- динаміка зростання обсягу виробництва космічної продукції (зокрема експортної) відносно базового року (в абсолютних та відносному вимірі);

- обсяг бюджетних, інвестиційних коштів, грантів, залучених для виконання космічних проєктів;

- кількість підприємств та організацій різної форми власності, що залучаються до виконання космічних проєктів та програм;

- кількість та загальний обсяг договорів українських підприємств з іноземними замовниками;

- динаміка змін у кадровому складі підприємств, конструкторських бюро та наукових інститутів, зокрема молодих фахівців;

- зміна у суспільній думці щодо перспективності космічних проєктів і діяльності в цілому.

6. ПЕРШОЧЕРГОВІ ЗАХОДИ

Багаторічна відсутність космічної політики та державного замовлення, криза управління кос-

мічною діяльністю та важкий стан підприємств вимагає серед іншого рішучих заходів кризового менеджменту. Поряд з виробленням стратегічного бачення та програмних документів необхідним є запровадження низки термінових першочергових заходів в ідеологічній, організаційній та науково-технічній сферах. Виходячи з визначених пріоритетів та вихідних положень цілої діяльності, необхідними є такі заходи:

а) організаційні

— започаткування створення дієвої системи управління космічною діяльністю: розподіл повноважень між органами виконавчої влади, створення координаційного органу на рівні Кабінету Міністрів України, призначення керівників державних органів управління та державних підприємств;

— обстеження стану підприємств та організацій для вироблення висновків щодо наявного науково-технологічного та кадрового потенціалу, переліку пріоритетних компетенцій української космічної індустрії на найближчі 5 років;

— затвердження та фінансування плану завдань на 1-2 роки з розвитку та підтримки космічних технологій на основі визначених пріоритетів як підготовчий етап розроблення та виконання Загальнодержавної науково-технічної космічної програми України.

б) науково-технічні та програмні заходи

— розроблення та започаткування виконання заходів зі створення Системи космічної підтримки ЗС України як пріоритетної частини Загальнодержавної космічної програми України.

— реалізація узгоджених з європейськими партнерами спільних дослідницьких проєктів як передумова вступу до ЄКА.

— узгодження з країнами-партнерами перспективних спільних космічних проєктів у сфері безпеки і оборони; адаптація вітчизняного виробництва до стандартів партнерів і НАТО.

— розроблення проєкту створення національної системи супутникових спостережень подвійного призначення на основі передових інформаційно-комунікаційних технологій, орбітальних засобів та системних рішень, гармонізованих з міжнародними системами COPERNICUS, GEOSS;

— організація конкурсу проєктів для виявлення конкурентоспроможних технологій у пріоритетних напрямках розроблення вітчизняних засобів РКТ та заходів з їхньої підтримки;

— підготовка та затвердження Загальнодержавної науково-технічної космічної програми України;

— розроблення плану та здійснення заходів з удосконалення національного космічного законодавства;

— розроблення плану підготовки фахівців космічної сфери та концепції космічної освіти в Україні.

7. ОЧІКУВАНІ РЕЗУЛЬТАТИ

В результаті виконання заходів відповідно до положень даної Концепції очікується реалізація завдань, які у принципі не можуть виконуватися без залучення космічних технологій, а також істотне підвищення ефективності вирішення невідкладних загальнодержавних проблем. У першу чергу йдеться про технологічний рівень виконання завдань у сферах безпеки і оборони, підвищення ефективності заходів з відновлення інфраструктури, оцінювання шкоди від воєнних дій, екологічного моніторингу, забезпечення енергетичної та продовольчої безпеки. У найближчій перспективі заходи космічних проєктів сприятимуть утвердженню геополітичної значущості країни, підвищенню інноваційного потенціалу та входженню у європейський науковий та технологічний простір.

Позитивні наслідки реалізації задекларованих підходів очікуються за рахунок: впровадження сучасної моделі управління діяльністю, зосередженні зусиль на напрямках, що дають важливі суспільні результати, підвищення науково-технологічного рівня внаслідок пріоритетного співробітництва з європейською спільнотою, орієнтації на власні переваги та компетенції, підтримки інновацій, реформуванні державних підприємств та залучення приватної ініціативи.

Очікувані результати відповідно до визначених напрямів та завдань:

— перша черга Системи космічної підтримки ЗС України, реалізація узгоджених з європей-

ськими партнерами спільних проєктів у сфері безпеки і оборони;

— створення національної системи супутникових спостережень подвійного призначення на основі передових інформаційно-комунікаційних технологій, орбітальних засобів та системних рішень, гармонізованих з міжнародними системами COPERNICUS, GEOSS;

— реалізація низки спільних з ЄКА дослідницьких проєктів як передумова вступу до ЄКА;

— створення та впровадження сервісів оцінювання шкоди і збитків внаслідок воєнних дій, екологічного моніторингу, контролю за небезпечними техногенними та природними явищами на основі супутникових даних та новітніх інформаційних технологій;

— виявлення конкурентоспроможних технологій у пріоритетних напрямках розроблення вітчизняних засобів ракетно-космічної техніки та здійснення заходів з їхньої підтримки.

ДОДАТОК. ВИКОРИСТАНІ ТЕРМІНИ

КОСМОНАВТИКА — теорія і практика дослідження та використання космічного простору за допомогою автоматичних і пілотованих космічних апаратів (КА). В англomовній літературі використовується термін АСТРОНАВТИКА, який означає також дослідження та технології у сфері забезпечення космічних польотів.

КОСМІЧНА ДІЯЛЬНІСТЬ — діяльність з дослідження та використання космічного простору, зокрема створення, експлуатація та використання космічних засобів (космічної техніки), а також інша діяльність, пов'язана з освоєнням космосу (космічна політика, космічне право, менеджмент космічних проєктів тощо).

КОСМІЧНА ЕКОНОМІКА — діяльність (включаючи використання ресурсів), яка пов'язана зі створенням та забезпеченням економічних цінностей і вигоди для людей у процесі дослідження та використання космосу. Суб'єктами космічної економіки виступають всі державні і приватні суб'єкти, які беруть участь у розробці і використанні пов'язаних з космосом продуктів і послуг, а також науковими знаннями, отриманими в результаті такої діяльності.

КОСМІЧНА ПОЛІТИКА — система поглядів та дій щодо регулятивних заходів, правових і нормативних актів, а також економічних та науково-технологічних пріоритетів органів державної влади, яка спрямована на реалізацію інтересів держави шляхом виконання космічних проєктів.

СТРАТЕГІЯ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ — погоджений та інтегрований набір рішень про вибір ареалу діяльності, способів досягнення мети, ключових компетенцій і систем організації праці.

ДЕРЖАВНЕ УПРАВЛІННЯ КОСМІЧНОЮ ДІЯЛЬНІСТЮ — заходи (законодавчі, організаційно-управлінські, фінансові) впливу держави на діяльність суб'єктів космічної діяльності з метою досягнення її цілей; включає планування, організацію, регулювання, мотивування та контроль.

МОДЕЛЬ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ — сукупність уявлень про організацію, певні характеристики, напрями дій і ресурсів, необхідних для досягнення поставлених цілей у сфері дослідження та використання космосу.

КОСМІЧНА ІНДУСТРІЯ — сукупність підприємств, зайнятих виробництвом об'єктів, що виводяться на орбіту Землі або за її межі, а також відповідними послугами. Виділяють три основні сектори: виробництво космічних апаратів, засобів наземної інфраструктури та ракет-носіїв (надання пускових послуг).

КОСМІЧНА (РАКЕТНО-КОСМІЧНА) ТЕХНІКА (РКТ) — сукупність засобів для дослідження та використання космічного простору, а також спостережень Землі з космосу, зокрема ракети-носії, космічні апарати, засоби наземної інфраструктури.

КОСМІЧНІ ТЕХНОЛОГІЇ — технології, що використовують космічну техніку, інформацію та інструментарій для забезпечення космічних спостережень, досліджень, надання послуг підтримки управлінських рішень, забезпечення безпеки та оборони. У вузькому сенсі — також технології виготовлення компонентів космічної техніки (системи управління, двигуни, паливо, прилади, матеріали тощо).

КОСМІЧНІ (СУПУТНИКОВІ) СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗЕМЛІ — збирання інформації про фізичну, хімічну та біологічну системи планети за допомогою технологій дистанційного зондування, доповнених іншими методами обстеження Землі; включає збирання, аналіз та представлення даних.

КОСМІЧНІ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЇ — сукупність космічних а також наземних засобів, що забезпечують перенесення інформації, наданої в необхідній формі, на значну відстань за допомогою поширення сигналів в одному чи сукупності середовищ.

СУПУТНИКОВА НАВІГАЦІЯ — сукупність супутникових та наземних засобів, а також діяльність, що забезпечує планування, запис та керування рухом транспортних засобів.

КЛЮЧОВІ КОМПЕТЕНЦІЇ (в космічній діяльності) — сукупність знань, досвіду та технологій, які є основою конкурентних переваг суб'єктів космічної діяльності.

СУБ'ЄКТИ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ (України) — юридичні та фізичні особи, в тому числі іноземні, а також міжнародні організації, які здійснюють космічну діяльність на території України у відповідності до чинного законодавства.

ЛІТЕРАТУРА

1. Горбулін В. П., Яцків Я. С., Патон Б. Є. Розвиток космічної науки та техніки. *Космічна наука і технологія*. 2018. **24**, № 5. С. 43—52.
2. Деякі питання функціонування державної системи моніторингу довкілля та її підсистем: Постанова Кабінету Міністрів України від 13 червня 2024 р. № 684. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/684-2024-%D0%BF#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
3. Космічне право України: Зб. нац. і міжнарод. правових актів. Київ, 2004. 440 с.
4. Космічні дослідження в Україні: Звіт до COSPAR. Київ: Академперіодика, 2008, 2010, 2012, 2014, 2016, 2018, 2021, 2024.
5. Куссуль Н. М., Федоров О. П., Шелестов А. Ю. *Моніторинг досягнення цілей сталого розвитку України за супутниковими даними*. Київ: Наук. думка, 2023. 164 с. DOI: <https://doi.org/10.15407/978-966-00-1865-5>
6. Про інноваційну діяльність: Закон України від 31.03.2023. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/40-15#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
7. Про наукову і науково-технічну діяльність: Закон України від 27.06.2024. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/848-19#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
8. Про Основні засади (стратегію) державної екологічної політики України на період до 2030 року: Закон України від 28.02.2019. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2697-19#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
9. Про основні засади державної кліматичної політики: Постанова Кабінету Міністрів України № 11310. URL: <https://www.kmu.gov.ua/news/v-ukraini-skhvalenyi-ramkovyi-klimatychnyi-zakon-mindovkillia> (дата звернення: 25.10.2024).
10. Про пріоритетні напрями інноваційної діяльності в Україні: Закон України від 13.01.2024. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/3715-17#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
11. Про Стратегію інформаційної безпеки: Указ Президента України «Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 15 жовтня 2021 р. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/685/2021#n5> (дата звернення: 25.10.2024).
12. Про Стратегію національної безпеки України: Указ Президента України «Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 14 вересня 2020 р. № 392/2020. URL: <https://www.president.gov.ua/documents/3922020-35037> (дата звернення: 25.10.2024).
13. Про Стратегію кібербезпеки України: Указ Президента України «Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 14 травня 2021 року. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/447/2021#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
14. Про Стратегію воєнної безпеки України: Указ Президента України «Про рішення Ради національної безпеки і оборони України від 25 березня 2021 року. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/121/2021#Text> (дата звернення: 25.10.2024).
15. Про Цілі сталого розвитку України на період до 2030 року: Указ Президента України. URL: <https://www.president.gov.ua/documents/7222019-29825> (дата звернення: 25.10.2024).
16. Угоди про асоціацію з ЄС. URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/984_011#Text (дата звернення: 25.10.2024).
17. Угоди про співпрацю у проєкті EGNOS/Galileo. URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/994_751#Text (дата звернення: 25.10.2024).
18. Федоров О. П. *Космічна діяльність: підходи до розробки стратегії. Why space for Ukraine?* Київ: Наук. думка, 2019. 206 с.
19. Шкуратов Ю. Г., Кислюк В. С., Литвиненко Л. М., Яцків Я. С. Модель Місяця 2004 для проєкту «Укрселена». *Космічна наука і технологія*. 2004. **10** Дод., № 2. 51 с.

20. Degtyarev A. V. The topical questions of rocket and space activity in Ukraine. *Kosm. nauka tehnol.* 2013. **19**, № 2. P. 43—52. <https://doi.org/10.15407/knit2013.02.043>
21. Earth Observations in Support of the 2030 Agenda for Sustainable Development. URL: http://www.earthobservations.org/documents/publications/201703_geo_eo_for_2030_agenda.pdf (дата звернення: 25.10.2024).
22. ESPI+ Report - Space, Cyber and Defence: Navigating interdisciplinary challenges. URL: <https://www.espi.or.at/wp-content/uploads/2023/11/ESPI-Report-Space-Cyber-and-Defence-Navigating-Interdisciplinary-Challenges.pdf> (дата звернення: 25.10.2024).
23. EU Space Program. URL: https://defence-industry-space.ec.europa.eu/eu-space/eu-space-programme_en (дата звернення: 25.10.2024).
24. EU Space Strategy for Security and Defence. URL: https://defence-industry-space.ec.europa.eu/eu-space/eu-space-strategy-security-and-defence_en (дата звернення: 25.10.2024)..
25. Ford C., Wright J. Park US Space Force Commercial Space Strategy: Key takeaways for the space industry. URL: <https://www.dlapiper.com/en-gb/insights/publications/2024/06/us-space-force-commercial-space-strategy> (дата звернення: 25.10.2024).
26. Global Exploration Roadmap. URL: https://www.globalspaceexploration.org/?page_id=1371 (дата звернення: 25.10.2024).
27. Klein J. J. Understanding Space Strategy. The Art of War in Space. URL: <https://www.routledge.com/Understanding-Space-Strategy-The-Art-of-War-in-Space/Klein/p/book/9780367671686> (дата звернення: 25.10.2024).
28. NATO's approach to space. URL: https://www.nato.int/cps/en/natohq/topics_175419.htm (дата звернення: 25.10.2024).
29. OECD Handbook on Measuring the Space Economy. OECD Publishing, 2012. 110 p. <http://dx.doi.org/10.1787/9789264169166-en>
30. Paton B. E., Vavilova I. B., Negoda A. A., Yatskiv Ya. S. Important Cornerstones in the Cosmic Era. *Kosm. nauka tehnol.* 2001. **7**, № 1. C. 2—92. <https://doi.org/10.15407/knit2001.01.002>
31. Security & Defence ESPI. Protecting Europe and its Values. URL: <https://www.espi.or.at/security-defence/> (Last accessed: 25.10.2024).
32. Space Foundation. The Space Report. URL: <https://www.spacefoundation.org/2024/07/18/the-space-report-2024-q2/> (дата звернення: 25.10.2024).
33. Space Strategy in the 21st Century. Theory and policy. Ed. E. Sadeh. URL: <https://www.book2look.com/embed/9781136226236> (дата звернення: 25.10.2024).
34. The Militarization of European Space Policy. Eds T. Hoerber, I. Oikonomou. URL: <https://www.routledge.com/The-Militarization-of-European-Space-Policy/Hoerber-Oikonomou/p/book/9781032137445?srsId=AfmBOookQ5ns1DvmDKH5jp27gWUoOKVy8wzVL462y9Eso3i83Y2AOUG> (дата звернення: 25.10.2024).
35. Top 10 Space Industry Trends & Innovations in 2024. URL: <https://www.startus-insights.com/innovators-guide/top-10-spacetechn-trends-innovations-2021/> (дата звернення: 25.10.2024).
36. World economic forum Insight report. Space: The \$1.8 Trillion Opportunity for Global Economic Growth. URL: https://www3.weforum.org/docs/WEF_Space_2024.pdf (дата звернення: 25.10.2024).

REFERENCES

1. Gorbunin V. P., Yatskiv Ya. S., Paton B. E. (2018). Development of space science and technology. *Space Science and Technology*, **24** (5), 43—52 [in Ukrainian].
2. Some issues of functioning of the state system of environmental monitoring and its subsystems: No. 684. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/684-2024-%D0%BF#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
3. Space law of Ukraine: Collection of national and international legal acts (2004). K., 440 p. [in Ukrainian].
4. Space research in Ukraine: Report to COSPAR. K.: Akadempriodika, 2008, 2010, 2012, 2014, 2016, 2018, 2021, 2024 [in Ukrainian].
5. Kussul N. M., Fedorov A. P., Shelestov A. Yu. (2023). *Monitoring the achievement of the goals of sustainable development of Ukraine according to satellite data*. K.: Nauk. dumka, 164 p. <https://doi.org/10.15407/978-966-00-1865-5> [in Ukrainian].
6. On Innovation Activity: Law of Ukraine of 31.03.2023. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/40-15#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
7. On Scientific and Scientific-Technical Activity: Law of Ukraine of 27.06.2024. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/848-19#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
8. On the Basic Principles (Strategy) of the State Environmental Policy of Ukraine for the Period until 2030: Law of Ukraine. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2697-19#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
9. On the basic principles of state climate policy: Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine, No. 11310. URL: <https://www.kmu.gov.ua/news/v-ukraini-skhvalenyi-ramkovyi-klimatychnyi-zakon-mindovkillia> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].

10. On Priority Directions of Innovation Activity in Ukraine: Law of Ukraine of 13.01.2024. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/3715-17#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
11. On the decision of the National Security and Defense Council of Ukraine: Decree of the President of Ukraine of October 15, 2021. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/685/2021#n5> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
12. Decree of the President of Ukraine «On the decision of the National Security and Defense Council of Ukraine of September 14, 2020» On the National Security Strategy of Ukraine «of September 14, 2020 No. 392/2020. URL: <https://www.president.gov.ua/documents/3922020-35037> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
13. On the Cybersecurity Strategy of Ukraine: Decree of the President of Ukraine On the decision of the National Security and Defense Council of Ukraine of May 14, 2021. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/447/2021#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
14. Decree of the President of Ukraine «On the decision of the National Security and Defense Council of Ukraine of March 25, 2021» On the Military Security Strategy of Ukraine. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/121/2021#Text> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
15. On the Sustainable Development Goals of Ukraine for the period up to 2030: Decree of the President of Ukraine. URL: <https://www.president.gov.ua/documents/7222019-29825> (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
16. Association Agreements with the EU. URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/984_011#Text (Last accessed: 25.10.2024).
17. EGNOS/Galileo Project Cooperation Agreements. URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/994_751#Text (Last accessed: 25.10.2024) [in Ukrainian].
18. Fedorov O. P. (2019). *Space activities: approaches to strategy development. Why space for Ukraine?* Kyiv: Nauk. dumka, 206 p. [in Ukrainian].
19. Shkuratov Yu. G., Kislyuk V. S., Litvinenko L. M., Yatskov Ya. S. (2004) Model of the Moon 2004 for the project «Ukrsele-na». *Space Science and Technology, Dod.*, **10**(2), 51 p. [in Ukrainian].
20. Degtyarev A. V. (2013). The topical questions of rocket and space activity in Ukraine. *Kosm. nauka tehnol.*, **19**(2), 43—52. <https://doi.org/10.15407/knit2013.02.043>
21. Earth Observations in Support of the 2030 Agenda for Sustainable Development. URL: http://www.earthobservations.org/documents/publications/201703_geo_eo_for_2030_agenda.pdf (Last accessed: 25.10.2024).
22. ESPI+ Report - Space, Cyber and Defence: Navigating interdisciplinary challenges. URL: https://www.espi.or.at/wp-content/uploads/2023/11/ESPI-Report_-Space-Cyber-and-Defence-Navigating-Interdisciplinary-Challenges.pdf (Last accessed: 25.10.2024).
23. EU Space Program. URL: https://defence-industry-space.ec.europa.eu/eu-space/eu-space-programme_en (Last accessed: 25.10.2024).
24. EU Space Strategy for Security and Defence. URL: https://defence-industry-space.ec.europa.eu/eu-space/eu-space-strategy-security-and-defence_en (Last accessed: 25.10.2024).
25. Ford C., Wright J. Park US Space Force Commercial Space Strategy: Key takeaways for the space industry. URL: <https://www.dlapiper.com/en-gb/insights/publications/2024/06/us-space-force-commercial-space-strategy> (Last accessed: 25.10.2024).
26. Global Exploration Roadmap (2024). URL: https://www.globalspaceexploration.org/?page_id=1371 (Last accessed: 25.10.2024).
27. Klein J. J. Understanding Space Strategy. The Art of War in Space. URL: <https://www.routledge.com/Understanding-Space-Strategy-The-Art-of-War-in-Space/Klein/p/book/9780367671686> (Last accessed: 25.10.2024).
28. NATO's approach to space. URL: https://www.nato.int/cps/en/natohq/topics_175419.htm (Last accessed: 25.10.2024)
29. OECD Handbook on Measuring the Space Economy. OECD Publishing. 2012. 110 p. <http://dx.doi.org/10.1787/9789264169166-en>
30. Paton B. E., Vavilova I. B., Negoda A. A., Yatskiv Ya. S. (2001). Important Cornerstones in the Cosmic Era. *Kosm. nauka tehnol.*, **7**(1), 92. <https://doi.org/10.15407/knit2001.01.002>
31. Security & Defence ESPI. Protecting Europe and its Values. URL: <https://www.espi.or.at/security-defence/> (Last accessed: 25.10.2024).
32. Space Foundation. The Space Report. URL: <https://www.spacefoundation.org/2024/07/18/the-space-report-2024-q2/> (Last accessed: 25.10.2024).
33. Space Strategy in the 21st Century. Theory and policy. Ed. E. Sadeh. URL: <https://www.book2look.com/embed/9781136226236> (Last accessed: 25.10.2024).
34. The Militarization of European Space Policy. Eds T. Hoerber, I. Oikonomou. URL: <https://www.routledge.com/The-Militarization-of-European-Space-Policy/Hoerber-Oikonomou/p/book/9781032137445?srsltid=AfmBOokQ5ns1DvmDKH5jp27gWUoOKVy8wzVL462y9Eso3i83Y2AOU9G> (Last accessed: 25.10.2024).

35. Top 10 Space Industry Trends & Innovations in 2024. URL: <https://www.startus-insights.com/innovators-guide/top-10-spacetechn-trends-innovations-2021/> (Last accessed: 25.10.2024).
36. World economic forum Insight report. April 2024, Space: The \$1.8 Trillion Opportunity for Global Economic Growth. URL: https://www3.weforum.org/docs/WEF_Space_2024.pdf (Last accessed: 25.10.2024).

Стаття надійшла до редакції 21.09.2024

Після доопрацювання 25.10.2024

Прийнято до друку 25.10.2024

Received 21.09.2024

Revised 25.10.2024

Accepted 25.10.2024

О. П. Федоров¹, Director, Corresponding Member of NAS of Ukraine

ORCID 0000-0002-0245-6509

E-mail: ikd@ikd.kiev.ua, oleh.fedorov@gmail.com

В. В. Васильєв^{2,3}, Ph.D., Chairman of the Board of the Cosmos Association, Chairman of the Supervisory Board of Elmiz JSC

E-mail: info@elmiz.com

Я. С. Яцків⁴, Director, Academician of NAS of Ukraine

¹Space Research Institute of National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine
40, Glushkov Ave., build. 4/1, Kyiv 187, 03680 Ukraine

²Ukrainian Association of High-Tech Enterprises and Organizations “KOSMOS”

³Joint Stock Company “Elmiz”

9, Boryspilska Str., Kyiv, 02099 Ukraine

⁴Main Astronomical Observatory of National Academy of Sciences of Ukraine
27, Akademika Zabolotnoho Str., Kyiv, 03143 Ukraine

CONCEPTUAL BASIS OF PUBLIC POLICY IN SPACE ACTIVITIES: DRAFT BASIC PROVISIONS

As a result of the discussion on the state and prospects of space activities in Ukraine, which took place on April 12–13 at the working meeting “SPACE IN THE TIME OF WAR AND PEACE”, the COSMOS Association and the Space Research Council of NASU created an initiative working group on the analysis of space activities to prepare the main provisions of conceptual documents in the field of space activities. The Presidium of the National Academy of Sciences of Ukraine supported this initiative at a meeting on July 10, 2024. This paper outlines the main provisions of the draft basic document “Conceptual Foundations of State Policy of Ukraine in the Field of Space Activity”. The work identifies the main problems that need to be solved and, in particular, emphasizes the new challenges of organizing space activities as a result of Russian aggression against Ukraine. The initial provisions laid down in the ideology of the approach of the authors are formulated, a short SWOT analysis of the current state of space activity in Ukraine is given, the idea of introducing a new model of domestic space activity is put forward, a list of priority steps for introducing such a model is given, guidelines and indicators for achieving the set common goals are formulated. The analysis of problems, the principles of the formation and implementation of state policy aimed at solving them are set out in the following sections: characteristics of modern space activities in the world and Ukraine; the state and problems of the existing competencies of space activities of Ukraine; common goals, priorities, and objectives of space activities in Ukraine; ways of organizing space activities in Ukraine; priority measures; expected results.

Keywords: space activities, space technologies, rocket and space technology, public policy, public administration, sustainable development, security and defense, space research.

Азімов О. Т., Томченко О. В., Шевченко О. Л., Кірсєв С. І. Моніторинг гідроресурсів радіаційно забруднених осушувальних систем за комплексом даних космічних зніманих і наземних спостережень (у контексті регіональних змін клімату). *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 69—92.

Артеменко Т. Г. Каталог слабких зір як астрометричний міжнародний проєкт, і участь обсерваторій України у його реалізації. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 96—119.

Бридун А. М. — див. Фис М. М.

Васильєв В. В. — див. Федоров О. П.

Васильковська І. О. — див. Колобродов В. Г.

Галинський В. П. — див. Тимошенко В. І.

Глушак С. О. — див. Лобанов Л. М. (а)

Глушак С. О. — див. Лобанов Л. М. (б)

Голубаєв О. В., Мозгова А. М. Кінематичні параметри, фізичні характеристики та хімічний склад вибраних метеорних тіл. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 58—72.

Гураніч П. П. — див. Періг В. М.

Гурова А. М. — див. Малишева Н. Р.

Демків І. І. — див. Фис М. М.

Дзюбанов Д. А. — див. Колодяжний В. В.

Дрозд С. Ю. — див. Куссульт Н. М.

Ємельянов Л. Я. — див. Колодяжний В. В.

Закорко В. О. — див. Лобанов Л. М.

Івченко В. М. — див. Козак П. М. (б)

Качан О. Я., Уланов С. О. Модель процесу обробки кромок деталей авіакосмічної техніки вільним абразивом із застосуванням повітряних струменів. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 29—35.

Кірсєв С. І. — див. Азімов О. Т.

Козак Л. В. — див. Козак П. М. (б)

Козак П. М. Моделювання впливу метеорних потоків на формування висотних профілів концентрації аерозолію космічного походження у верхній атмосфері. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 36—53 (а).

Козак П. М., Лук'яник І. В., Козак Л. В., Івченко В. М., Лапчук В. П., Старий С. В., Стеля О. Б. Оптимізація схеми розміщення та технічних характеристик відеокамер для спеціальних задач локального моніторингу атмосфери та ближнього повітряного простору на основі досвіду метеорних спостережень. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 94—111 (б).

Колобродов В. Г., Лихоліт М. І., Тягун В. М., Васильковська І. О., Колобродов М. С. Алгоритм визначення ймовірності виявлення і розпізнавання цілі авіаційною тепловізійною системою в умовах шумів. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 22—30.

Колобродов М. С. — див. Колобродов В. Г.

Колодяжний В. В., Ляшенко М. В., Ємельянов Л. Я., Дзюбанов Д. А. Моделювання просторово-часових варіацій параметрів фізичних процесів у іоносферній плазмі над Україною на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності (2012—2015 рр.). *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1. С. 44—65.

Крива Х. О. — див. Согор А. Р. (а)

Крюков В. А. — див. Лобанов Л. М. (б)

Кудак В. І. — див. Періг В. М.

Кузьміч І. Ю. — див. Мінай О. М. (б)

Кулагін С. М. — див. Шувалов В. О.

Куссульт Н. М., Дрозд С. Ю. Геопросторовий аналіз потенціалу територій України для розміщення сонячних електростанцій за супутниковими даними. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1. С. 31—43.

Ланкін Ю. М. — див. Лобанов Л. М. (а)

Лапчук В. П. — див. Козак П. М. (б)

Лесюк М. П. — див. Юр'єв Ю. Ю.

Лисий А. М. — див. Лисий М. І.

Лисий М. І., Собченко В. А., Партика С. В., Лисий А. М. Критична інфраструктура наземного комплексу управління орбітальним супутниковим угрупованням. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 75—86.

Лихоліт М. І. — див. Колобродов В. Г.

- Лобанов Л. М., Ланкін Ю. М., Терновий Є. Г., Піскун Н. В., Глушак С. О., Соловійов В. Г., Семікін В. Ф., Федорчук В. Є., Статкевич І. І. Елементи технології електронно-променевого зварювання алюмінієвих сплавів для монтажних і ремонтно-відновлюваних робіт на поверхні Місяця. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 40—53 (а).
- Лобанов Л. М., Піскун Н. В., Терновий Є. Г., Глушак С. О., Крюков В. А., Харківська Т. М., Статкевич І. І., Шулим В. Ф., Закорко В. О. Електронно-променева гармата для ручного зварювання в умовах поверхні Місяця. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1. С. 80—91 (б).
- Лук'яник І. В. — див. Козак П. М. (б)
- Ляшенко М. В. — див. Колодязний В. В.
- Малишева Н. Р., Гурова А. М. Державне управління космічною діяльністю: світовий досвід для України. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 120—136.
- Марченко Д. О. — див. Согор А. Р. (а)
- Мінай О. М. Класифікація, основні типи конструкцій та призначення капілярних засобів забезпечення суцільності палива. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1. С. 14—30 (а).
- Мінай О. М., Кузьміч І. Ю. Визначення оптимальної конструкції засобу забезпечення суцільності палива за допомогою методу чисельного моделювання. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 40—52 (б).
- Мозгова А. М. — див. Голубаєв О. В.
- Партика С. В. — див. Лисий М. І.
- Паршуткін О. М. — див. Тимошенко В. І.
- Періг В. М., Кудак В. І., Гуранич П. П., Сусл А. І. Моніторинг стану світлового забруднення в Закарпатському регіоні. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 73—80.
- Письменний М. І. — див. Шувалов В. О.
- Піскун Н. В. — див. Лобанов Л. М. (а)
- Піскун Н. В. — див. Лобанов Л. М. (б)
- Присяжний В. І. Проєктування технічних систем із застосуванням імітаційно-апаратних моделювальних комплексів. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 62—74.
- Прядко Н. С., Стрельников Г. О., Тернова К. В. Вплив кута входу до дзвоноподібного насадку укороченого круглого надзвукового сопла ракетного двигуна на його імпульсні характеристики. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 53—60.
- Різниченко М. П. — див. Шувалов В. О.
- Семікін В. Ф. — див. Лобанов Л. М. (а)
- Сідоров І. С. — див. Согор А. Р. (б)
- Смірнова О. М. — див. Согор А. Р. (б)
- Собченко В. А. — див. Лисий М. І.
- Согор А. Р., Марченко Д. О., Крива Х. О. Обчислення регіонального еліпсоїда для України та його ефективність. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 87—95 (а).
- Согор А. Р., Сідоров І. С., Смірнова О. М. Застосування сингулярного розкладу матриці при розв'язуванні некоректних геодезичних задач. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 71—79 (б).
- Соловійов В. Г. — див. Лобанов Л. М. (а)
- Старий С. В. — див. Козак П. М. (б)
- Статкевич І. І. — див. Лобанов Л. М. (а)
- Статкевич І. І. — див. Лобанов Л. М. (б)
- Стеля О. Б. — див. Козак П. М. (б)
- Стрельников Г. О. — див. Прядко Н. С.
- Сусл А. І. — див. Періг В. М.
- Тернова К. В. — див. Прядко Н. С.
- Терновий Є. Г. — див. Лобанов Л. М. (а)
- Терновий Є. Г. — див. Лобанов Л. М. (б)
- Тимошенко В. І., Галинський В. П., Паршуткін О. М. Особливості маршового розрахунку надзвукового обтікання ракети-носія з тороподібним крилом-підвісом. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 3—14.
- Токмак М. А. — див. Шувалов В. О.
- Томченко О. В. — див. Азімов О. Т.
- Тягун В. М. — див. Колобродов В. Г.
- Уланов С. О. — див. Качан О. Я.
- Федоров О. П., Васильєв В. В., Яків Я. С. Концептуальні основи державної політики України у сфері космічної діяльності: проєкт базових положень. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 112—136.
- Федорчук В. Є. — див. Лобанов Л. М. (а)
- Фис М. М., Бридун А. М., Демків І. І., Хомета Т. М. Зведення фундаментальних постійних планет земної групи в єдину планетарну систему координат. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 84—93.
- Харківська Т. М. — див. Лобанов Л. М. (б)
- Хомета Т. М. — див. Фис М. М.
- Черняк М. Г. — див. Юр'єв Ю. Ю.
- Чорногор Л. Ф., Шевелев М. Б. Статистичні характеристики вибухових хвиль у атмосфері, згенерованих супервулканом Тонга 15 січня 2022 р. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1. С. 66—79 (а).
- Чорногор Л. Ф. Статистичні характеристики геофізичних полів, збурених погодними фронтами. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 80—94 (б).
- Шевелев М. Б. — див. Чорногор Л. Ф. (а)
- Шевченко Г. В. Вплив модельованої мікрогравітації на організацію цитоскелета коренів рослин *Arabidopsis thaliana*. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 52—58.
- Шевченко О. Л. — див. Азімов О. Т.
- Шувалов В. О., Письменний М. І., Токмак М. А., Кулагін С. М., Різниченко М. П. Моделювання взаємодії полімерів космічних апаратів з атомарним киснем на низь-

ких навколоземних орбітах. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 54—68.

Шулим В. Ф. — див. Лобанов Л. М. (6)

Юр'єв Ю. Ю., Черняк М. Г., Лесюк М. П. Підвищення точності інерціального визначення горизонтальних проєкцій лінійної швидкості та координат крейсерського рухомого об'єкта. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 54—61.

Яцків Я. С. — див. Федоров О. П.

Abada O., Khab H., Haif S. Optimizing the Design of a Supersonic Planar Dual Bell Nozzle. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 15—27.

Alekseyenko S. V. — see Proroka V. A.

Alili A. H. — see Alisheva K. I.

Alisheva K. I., Mikailov Kh. M., Rustamov B. N., Alili A. H. Investigation of Nova Per 2020 (V1112 Per). *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 59—66.

Alpatov A., Wang C., Lu H., Lapkhanov E. Orbit selection of the space industrial platform with distributed electrical-power system modules. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 3—23.

Artiushenko M. V., Khyzhniak A. V., Tomchenko O. V. Prediction and risk management of spreading forest pest infestations using satellite data. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 61—70.

Benali A. Water bodies extraction using mathematical morphology. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 48—57.

Bondar D. M. — see Nadtoke V. M.

Borysenko A. Yu. — see Nadtoke V. M.

Castro-Tirado A. J. — see Syniavskiy I. I.

Cuiza M. — see Soliz J.

Degtyarev M. — see Zhugan O.

Dmytrenko A. M. — see Vavilova I. B.

Dobrycheva D. V. — see Vavilova I. B.

Dolgopolov S. I. — see Pylypenko O. V.

Fedorov P. M. — see Vavilova I. B.

Gorev N. B. — see Shuvalov V. A.

Guziy S. S. — see Syniavskiy I. I.

Haif S. — see Abada O.

Husarova I., Osinovyy G., Potapovych L. Technology for water mining on the Moon without ice phase change. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 28—37.

Husarova I. O. — see Nadtoke V. M.

Ivanov Yu. S. — see Syniavskiy I. I.

Izviekova I. O. — see Pastoven O. S.

Jaimes A. — see Soliz J.

Kalynychenko D. S., Manko T. A. Analysis of performance characteristics of aerospace systems. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 15—19.

Khab H. — see Abada O.

Khoriak N. V. — see Pylypenko O. V.

Khoroshylov S. V., Wang C. Spacecraft relative on-off control via reinforcement learning. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 3—14.

Khrantsov V. P. — see Vavilova I. B.

Khyzhniak A. V. — see Artiushenko M. V.

Kochubei G. S. — see Shuvalov V. A.

Kokosha L. O. — see Trofymenko P. I.

Kompaniets O. V. — see Pastoven O. S.

Kompaniets O. V. — see Vavilova I. B.

Kozin V. S. — see Sokol G. I.

Kraiev M. V. — see Nadtoke V. M.

Kudermetov R. — see Yefymenko N.

Lapkhanov E. — see Alpatov A.

Levkovich O. O. — see Shuvalov V. A.

Lu H. — see Alpatov A.

Manko T. A. — see Kalynychenko D. S.

Mikailov Kh. M. — see Alisheva K. I.

Nadtoke V. M., Husarova I. O., Kraiev M. V., Borysenko A. Yu., Bondar D. M., Osinovyy G. G. Vacuum arc coatings for combustion chambers of rocket engines. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 19—28.

Nikolayev O. D. — see Pylypenko O. V.

Oberemok Ye. A. — see Syniavskiy I. I.

Osinovyy G. — see Husarova I.

Osinovyy G. G. — see Nadtoke V. M.

Pastoven O. S., Kompaniets O. V., Vavilova I. B., Izviekova I. O. NGC 3521 as the Milky Way analogue: Spectral energy distribution from UV to radio and photometric variability. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 67—83.

Potapovych L. — see Husarova I.

Proroka V. A., Alekseyenko S. V. Aerodynamic calculation of the ultralight suborbital rocket K110 SU. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 20—30.

Pryadko N. S., Strelnikov H. O., Ternova K. V. Research of supersonic flow in shortened nozzles of rocket engines with a bell-shaped tip. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1. С. 3—13.

Pylypenko O. V., Dolgopolov S. I., Khoriak N. V., Nikolayev O. D. Evaluation of the scatter of liquid launch vehicle POGO oscillation amplitudes due to the influence of the scat-

ter of internal factors. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 3—15.

Rustamov B. N. — see Alisheva K. I.

Sergijenko O. — see Vavilova I. B.

Shuvalov V. A., Gorev N. B., Kochubei G. S., Levkovich O. O. On the space-time localization of incipient earthquakes by diagnostics of disturbances in the ionospheric plasma using a space probe. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 36—51.

Sokol G. I., Kozin V. S. Assessment of the possibility of introducing a solid propellant accelerator P230 of the Ariane 5 rocket as a Helmholtz resonator. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 6. С. 31—35.

Soliz J., Jaimes A., Cuiza M. SP-SAT: Development of an educational satellite. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 16—21.

Strelnikov H. O. — see Pryadko N. S.

Syniavskiy I. I., Castro-Tirado A. J., Ivanov Yu. S., Guzyi S. S., Oberemok Ye. A. A wide-angle Stokes polarimeter for the BOOTES global telescope network. Optical and mechanical design. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 2. С. 93—108.

Ternova K. V. — see Pryadko N. S.

Tomchenko O. V. — see Artiushenko M. V.

Trofymenko P. I., Zatserkovnyi V. I., Kokosha L. O. Determination of greenhouse gas concentration in the atmosphere by Earth Remote Sensing means. Cartographic and analytical assessment of the geospatial distribution of its values. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 34—47.

Vasylenko A. A. — see Vavilova I. B.

Vavilova I. B., Fedorov P. M., Dobrycheva D. V., Sergijenko O., Vasylenko A. A., Dmytrenko A. M., Khramtsov V. P., Kompaniets O. V. An advanced approach to the definition of the “Milky Way galaxies-analogues”. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 81—90.

Vavilova I. B. — see Pastoven O. S.

Wang C., Zakrzhevskii A. E. Programmed control of additional deployment of a space tether with recovery of its initial vertical orientation. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 5. С. 3—18.

Wang C. — see Alpatov A.

Wang C. — see Khoroshylov S. V.

Yefymenko N., Kudermetov R. Dynamic model of vector motion and its application in spacecraft uniaxial orientation problems. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 4. С. 24—33.

Zakrzhevskii A. E. — see Wang C.

Zatserkovnyi V. I. — see Trofymenko P. I.

Zhugan O., Degtyarev M. Version of loitering munitions classification based on the state-of-the-art and trends analysis. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 31—39.

ХРОНІКА

Пам’яті Єлизавети Львівни Кордюм. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 95—96.

Пам’яті Олега Вікторовича Пилипенка. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3. С. 97—98.