



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 27
4(131)
2021

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Дегтярьов М. О., Акімов Д. В., Білоус О. С., Авра-
мов К. В. Термоміцність відсіку утримання ракети-
носія при взаємодії зі струменем продуктів згорян-
ня палива 3

Хорольський М. С., Бігун С. О. Роботоздатність рука-
вів стикування системи термостатування космічної
ракети «Циклон-4» в екстремальних умовах 11

Динаміка та керування космічними апаратами

Стенін О. А., Пасько В. П., Дроздович І. Г., Солдато-
ва М. О. Оптимальне демпфування відхилень кутो-
вих швидкостей осесиметричного космічного лі-
тального апарата 21

Космічна енергетика і двигуни

Золотко О. Є., Золотко О. В., Сосновська О. В., Ак-
сьонов О. С., Савченко І. С. Детонаційний двигун для
відведення відокремленого ступеня ракети з кос-
мічної орбіти 32

Дослідження Землі з космосу

Макаров О. Л., Білоусов К. Г., Свиначенко Д. Н., Хо-
рошилов В. С., Мозговий Д. К., Попель В. М. Авто-
матизоване розпізнавання міської рослинності та
водойм за знімками зі супутника «Jilin-1A» 42

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Degtyarev M. A., Akimov D. V., Bilous A. S., Avramov K. V.
Thermal strength of retention compartment interacting
with exhaust gas. 3

Khorolskyi M. S., Bigun S. O. Performance of interface
hoses for thermal conditioning system of Cyclone-4
space rocket in extreme conditions 11

Spacecraft Dynamics and Control

Stenin A. A., Pasko V. P., Drozdovych I. G., Soldato-
va M. O. Optimal damping of deviations of angular
speeds of an axisymmetric space aircraft 21

Space Energy, Power and Propulsion

Zolotko O. E., Zolotko O. V., Sosnovska O. V., Aksyo-
nov O. S., Savchenko I. S. The stage deorbiting with a
deceleration pulse detonation engine. 32

Study of the Earth from Space

Makarov O. L., Bilousov K. H., Svyarenko D. N., Kho-
roshylov V. S., Mozgovoy D. K., Popel V. M. Automati-
zed recognition of urban vegetation and water bodies by
Jilin-1A satellite images 42

Космічні матеріали та технології

Шувалов В. О., Кулагін С. М., Лазуценков Д. М. Прискорення ресурсних випробувань полімерів космічних апаратів на стійкість до тривалої дії атомарного кисню в іоносфері Землі 54

Науки про життя в космосі

Japashov N. M., Mansurova A. A., Balta N. Creating a microgreen growing environment at the space station. 65

Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень

Малишева Н. Р. Міжнародно-правові засади розробки ресурсів Місяця, Марса та інших небесних тіл 74

Історія космічних досліджень

Larin A. A., Gutnyk M. V., Tkachenko S. S., Horielova S. O. The contribution of Kharkiv enterprises to the rocket and space industry development 83

До 90-річчя академіка НАН України Вадима Івановича ЛЯЛЬКА 91

Space Materials and Technologies

Shuvalov V. A., Kulagin S. N., Lazuchenkov D. N. Acceleration of resource tests of spacecraft polymers for resistance to long-term influence of atomic oxygen in the Earth's ionosphere 54

Space Life Sciences

Japashov N. M., Mansurova A. A., Balta N. Creating a microgreen growing environment at the space station 65

Social Sciences in Space Exploration

Malysheva N. R. International legal principles governing exploration of Moon, Mars, and other celestial bodies' resources 74

History of Space Research

Larin A. A., Gutnyk M. V., Tkachenko S. S., Horielova S. O. The contribution of Kharkiv enterprises to the rocket and space industry development 83

To the 90th birthday of Academician Vadim I. LYALKO 91

На першій сторінці обкладинки — Приклад автоматизованого розпізнавання рослинних і водних об'єктів (див. статтю Макаров О. Л., Білоусов К. Г., Свиначенко Д. Н., Хорошилов В. С., Мозговий Д. К., Попель В. М. Автоматизоване розпізнавання міської рослинності та водойм за знімками зі супутника «Jilin-1A», С. 42—53)

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-scitechnjournal.org.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.
Перереєстровано Міністерством юстиції України 21.11.2018 р.,
Свідоцтво серія КВ № 23700-13540 ПР

Підписано до друку 01.09.2021. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 9,66. Обл.-вид. арк. 10,14. Тираж 100 прим. Зам. № 6407.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01024

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

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.003>

УДК 629.7

М. О. ДЕГТЯРЬОВ¹, голов. конструктор

Д. В. АКІМОВ¹, зав. сектору, канд. техн. наук

E-mail: semenenkov@gmail.com, AkimovDV@kbu.net

О. С. БІЛОУС¹, зав. сектору

E-mail: BelousAS@kbu.net

К. В. АВРАМОВ², зав. відділу, д-р техн. наук, проф.

E-mail: kvavr@kharkov.ua

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

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

² Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України

вул. Пожарського 2/10, Харків, Україна 61046

ТЕРМОМІЦНІСТЬ ВІДСІКУ УТРИМАННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ ПРИ ВЗАЄМОДІЇ ЗІ СТРУМЕНЕМ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ ПАЛИВА

Термоміцність відсіку утримання розраховується для дослідження можливості його багаторазового використання при пусках ракет-носіїв. Досліджуються нестационарні теплові поля відсіку утримання, зумовлені взаємодією газового потоку маршової рухової установки і відсіку утримання. При старті ракети-носія частина корпусу відсіку утримання зазнає значного теплового впливу, що характеризується високими градієнтами температур. Цей тепловий вплив істотно змінюється з плином часу. Внаслідок такого теплового впливу виникають значні динамічні нестационарні поля напружень. Нашою метою є розрахунок максимальних величин напружень, індукованих цим тепловим полем. Досліджено напружений стан, індукований стаціонарним тепловим полем, яке відповідає нестационарному тепловому полю у момент часу, в який спостерігається максимальний градієнт температур. У такому випадку буде отримано верхню оцінку величин напружень, що виникають у конструкції.

Ключові слова: відсік утримання, струмінь продуктів згоряння палива, теплове нагрівання, термоміцність.

ВСТУП

Корпусні елементи аерокосмічної техніки часто перебувають під дією температурних полів з великими градієнтами. Під дією таких полів може виникати втрата статичної стійкості і руйнування конструкції. Тому дослідженню термонапруженості елементів аерокосмічної техніки приділяється велика увага. У роботі [3] досліджується термонапруженість дисків, які використовуються в аерокосмічній техніці. Обернені задачі теп-

лопровідності використовуються у роботі [5] для дослідження температурних полів в охолоджуваних камерах. У роботі [12] експериментально досліджується тепловий потік за твердопаливним двигуном. Вимірювання проводяться у різних точках за соплом ракети. Плоска теорія термонапруженості і теорія функцій комплексної змінної використовуються в роботі [4] для аналізу напружень в ортотропній нескінченній пластинці з круглими отворами в статті. Ця пластинка

Цитування: Дегтярьов М. О., Акімов Д. В., Білоус О. С., Аврамов К. В. Термоміцність відсіку утримання ракети-носія при взаємодії зі струменем продуктів згоряння палива. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 3—10. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.003>

перебуває під дією рівномірного теплового потоку. Для аналізу термоміцності стінок камери згоряння у роботі [7] пропонується метод, що враховує взаємодію конструкції з рідиною. Термічні та механічні навантаження, що діють на конструкцію, визначаються з терморідних розрахунків. У роботі [6] міцність корпусу композитного ракетного двигуна досліджується методом скінченних елементів. У роботі [11] досліджується циліндрична оболонка під дією температурних навантажень. Аналізу піддаються форми втрати стійкості оболонки. У роботі [10] досліджуються температури, при яких втрачають стійкість циліндричні оболонки з урахуванням властивостей матеріалу, що залежать від температури. Нелінійну динамічну поведінку недосконалої циліндричної оболонки з градієнтного матеріалу розглянуто у роботі [2]. Ця оболонка посилена стрингерами. Для опису напружено-деформованого стану конструкції використовується теорія Редді високого порядку. Термічна втрата стійкості функціонально-градієнтної циліндричної оболонки досліджується в статті [8] за допомогою зсувної теорії першого порядку. Стійкість товстої багатоплощинної оболонки з градієнтного матеріалу під дією термічних навантажень чисельно аналізується у роботі [9].

Нижче досліджуються температурні поля, що виникають у відсіку утримання внаслідок дії теплового потоку від струменя сопла маршового двигуна ракети. Нестационарні температурні поля, що виникають у відсіку утримання, харак-

теризуються значними градієнтами температур в обводному і поздовжньому напрямку. Досліджується напружений стан відсіку утримання під дією стаціонарного температурного поля, яке відповідає нестационарному полю у момент настання максимальних градієнтів температур. Такий розрахунок дозволяє визначити максимальні поля напружень у відсіку утримання.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Відсік утримання є циліндричною оболонкою з чотирма поздовжніми посиленнями, які називаються стоянковими опорами. Він використовується для утримання ракети на пусковому столі до набору тяги рухової установки. На відсік утримання діють значні як динамічні, так і статичні навантаження. Статичні навантаження виникають внаслідок повної ваги заправленої ракети, а динамічні навантаження обумовлені впливом рухової установки.

Відсік утримання є циліндричною оболонкою. Несучими елементами цієї конструкції є стоянкові опори (стійки) у вигляді коробкових зварних конструкцій із сталі 10ХСНД, а також механізми утримання, встановлені на кожній з опор (рис. 1). У стоянкових опорах (стійках) в нижньому перерізі виконані прямокутні вікна (90 × 120 мм) для доступу при закручуванні болтів кріплення відсіку утримання до пускового столу. Оболонка корпусу виконана з сегментів, виготовлених із сталі 10ХСНД. Зверху і знизу відсіку утримання (рис. 1) встановлено шпан-

Таблиця 1. Фізико-механічні характеристики матеріалу корпусу відсіку утримання

Температура, °С	Межа міцності σ_B , МПа	Межа пластичності $\sigma_{0,2}$, МПа	Модуль пружності E , ГПа	Відносне видовження δ , %	Коефіцієнт лінійного розширення α , 10^{-6} град $^{-1}$
20	540	410	—	36	—
100	500	360	197	33	11.4
200	470	330	201	28	12.2
300	480	305	195	28	12.6
400	490	295	188	—	13.2
500	370	265	180	30	13.8
600	215	195	169	35	14.1
700	160	140	156	47	—
800	78	59	135	71	—
900	78	59	125	70	—

гоути з того ж матеріалу. Отже, відсік утримання складається із таких елементів: чотири стоянкові опори, циліндрична оболонка з двома шпангоутами зверху і знизу.

В даний час відсік утримання використовується для одного старту ракети. Метою проведення розрахунків на міцність, представлених тут, є встановлення факту можливості використання відсіку утримання для декількох запусків ракети.

Фізико-механічні характеристики відсіку утримання в залежності від температури представлено у табл. 1. Ескіз відсіку утримання з його скінченно-елементною моделлю показано на рис. 1, де основними елементами є чотири стоянкові опори, циліндрична оболонка і два шпангоути. Для дискретизації напружено-деформованого стану оболонка розбивалась на пластинчасті і оболонкові скінченні елементи. Геометричні параметри корпусу відсіку утримання наведено у табл. 2: максимальне і мінімальне значення середнього радіуса R конструкції, висота h , мінімальна товщина $\delta_{\min}$ оболонки.

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОВОГО НАГРІВАННЯ ВІДСІКУ УТРИМАННЯ

При старті ракети-носія (РКН) частина корпусу відсіку утримання зазнає значного теплового впливу, що характеризується високими градієнтами температур. Цей тепловий вплив істотно змінюється з плином часу, тобто є нестационарним. Внаслідок такого теплового впливу можуть виникати значні динамічні нестационарні поля напружень. Ми не будемо досліджувати такі нестационарні теплові поля. Нашою метою є розрахунок максимальних величин напружень, що індукуються цим тепловим полем. Для цього досліджуємо напружений стан, що індукується стаціонарним тепловим полем, яке відпові-

Таблиця 2. Геометричні параметри відсіку утримання

Елемент конструкції	R , см (max/min)	h , см	$\delta_{\min}$, см
Відсік утримання	203.75/ 194.95	110.0	1.42
Стоянкова опора	194	110.0	1.5

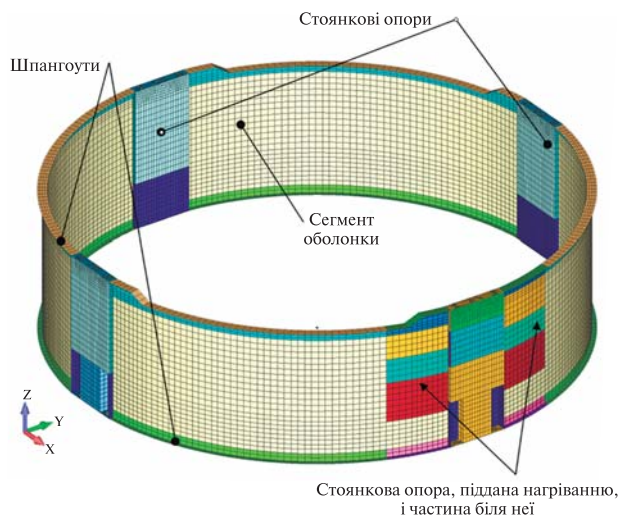


Рис. 1. Ескіз відсіку утримання і його скінченно-елементна модель

дає нестационарному тепловому полю у момент часу, коли спостерігається максимальний градієнт температур. В такому випадку буде отримана верхня оцінка величин напружень, що виникають в конструкції.

Для оцінки теплового стану конструкції відсіку утримання при старті РКН розглянемо найбільш навантажений стан конструкції. Цей випадок полягає в тому, що у момент початку руху ракети-носія сопло рухової установки перебуває над стоянковою опорою, і РКН рухається вертикально вгору.

Розглянемо ділянку прямолінійного руху ракети вгору. У табл. 3 приведено залежність відстані H від зрізу сопла до відсіку утримання від часу t .

Корпус відсіку утримання виготовлено із сталі 10ХСНД. Її характеристики такі: щільність матеріалу $\rho = 7800 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$, теплоємність $c_V = 460 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}\text{K}^{-1}$, теплопровідність $\lambda_w = 20 \text{ Вт}\cdot\text{м}\cdot\text{K}^{-1}$, ступінь чорноти $\varepsilon = 0.85$.

Таблиця 3. Параметри прямолінійного руху ракети-носія

t , с	H , м	t , с	H , м
0	0	2.92	10.1
0.92	0.4	3.92	20.1
1.92	3.6	4.92	33.6

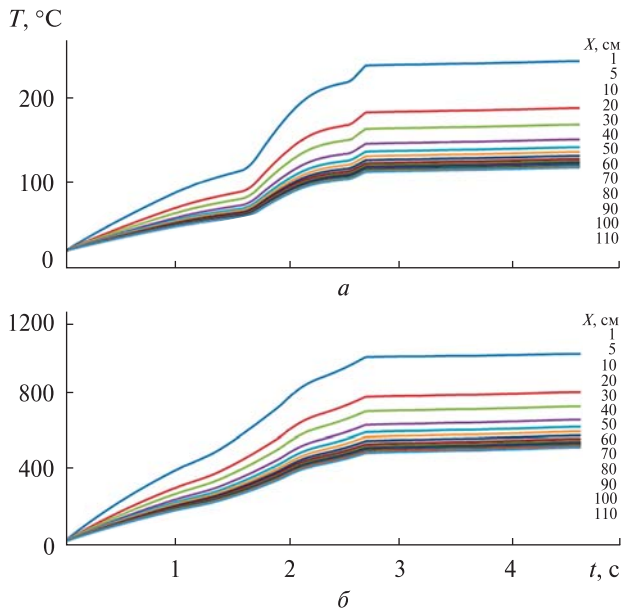


Рис. 2. Залежність температури T від часу t польоту РКН: a — у стоянковій опорі, b — у частині оболонки, прилеглої до стоянкової опори. Криві зверху вниз відповідають значенням координати $X = 1, 5, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110$ см відповідно

Тепловий потік від струменя, що впливає на відсік утримання, можна розділити на конвективний і тепловий потік випромінювання. Конвективний тепловий потік q_k визначається з виразу

$$q_k = \alpha(T_e - T_w), \quad (1)$$

де α — коефіцієнт тепловіддачі, T_e — температура відновлення, T_w — температура стінки.

Для розрахунку конвективного коефіцієнта тепловіддачі α використовується залежність для поздовжнього обтікання пластини [1]:

$$\alpha = 0.0296 \frac{\lambda_w}{H} \text{Re}_w^{0.8} \text{Pr}_w^{0.4} \left(\frac{T_w}{T_e} \right)^{0.39} \times \left(1 + r \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right), \quad (2)$$

$$T_e = T_g \left(1 + r \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M^2 \right), \quad (3)$$

$$r = \text{Pr}_w^{1/3}, \quad (4)$$

де λ_w — теплопровідність газу, Re_w — число Рейнольдса, що визначається при температурі стінки T_w , Pr_w — число Прандтля, що визначається

при температурі стінки T_w , T_e — температура відновлення, T_g — температура набігаючого газового потоку, r — коефіцієнт відновлення температури для турбулентного режиму, k — показник адіабати, M — число Маха.

Струмінь продуктів згоряння, що витікає з сопла маршового двигуна, має здатність випромінювати і поглинати променисту енергію. Для проведення розрахунків променистого теплообміну струменя маршового двигуна з сусідніми елементами в інженерних розрахунках враховуються коефіцієнти чорноти газів H_2O і CO_2 , що найінтенсивніше випромінюють. Променистий тепловий потік від продуктів згоряння палива маршового двигуна до конструкції визначається залежністю

$$q_l = \varepsilon_{pr} \sigma [T_g^4 - T_w^4], \quad (5)$$

$$\varepsilon_{pr} = \frac{\varepsilon_g \varepsilon_w}{\varepsilon_g + \varepsilon_w (1 - \varepsilon_w)}, \quad (6)$$

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} + \varepsilon_{\text{CO}_2}, \quad (7)$$

де ε_{pr} — зведена ступінь чорноти, ε_w — ступінь чорноти стінки, ε_g — ступінь чорноти газового об'єму, σ — стала Больцмана.

Аналіз газодинамічних параметрів вільного струменя показав, що конвективний вплив струменя на конструкцію відсіку утримання обмежується зоною, що включає в себе опору і суміжні ділянки оболонки (рис. 1). Вибір газодинамічних параметрів струменя у розрахункових зонах, що розглядаються, провадився з урахуванням їхнього розподілу як по осі струменя, так і по радіусу.

Розрахунок температури конструкції відсіку утримання провадився у двовимірній постановці. Передбачається, що температура залежить від висоти і обводової координати відсіку утримання. Спостерігалися істотні градієнти температур в обводовому і поздовжньому напрямках відсіку утримання і незначні величини градієнтів температур в його радіальному напрямку. Передбачається, що в радіальному напрямку температура не змінювалася. Тому температура усереднювалася по товщині оболонки. Початкова температура конструкції приймалася рівною 20°C .

Результати розрахунку температурних полів в залежності від часу польоту РКН наводяться на рис. 2. На рис. 2, a приведено температуру в різ-

них точках X стоянкової опори, а на рис. 2, б — температуру в оболонці, що примикає до стоянкової опори. Поздовжня координата X відраховується від стику відсіку утримання з хвостовим відсіком РКН. Криві на рисунках відповідають значенням $X = 1, 5, 10, 20, \dots, 110$ см і розташовуються відповідно зверху вниз. Температура решти відсіку утримання приймалася постійною і дорівнювала 50°C .

Дискретні значення розподілу температур через відсік утримання приводяться на рис. 3. Видно, які великі градієнти температур спостерігаються у поздовжньому і обводному напрямках. Ці градієнти температур індукують значні поля напружень, які будуть розраховуватися нижче.

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ

Як впливає з проведених розрахунків, температура відсіку утримання зростає з плином часу. Розрахунки напруженого стану проводяться для випадку максимальних значень температур. Такий випадок відповідає моменту часу $t = 4.5$ с. У розрахунках напружено-деформованого стану (НДС) передбачається, що тепловий потік є стаціонарним.

Конструкція, що розглядається, є тонкою. Вона задовольняє гіпотезу Кірхгофа — Лява. Для скінченно-елементної дискретизації конструкції використовуються оболонкові і пластинчасті скінченні елементи, що добре себе зарекомендували.

Були виконані розрахунки статичного НДС відсіку утримання, індукованого тепловими полями, що розглядалися вище. Для розрахунку НДС застосовувався програмний комплекс NASTRAN, який реалізує метод скінченних елементів. Розрахункову схему відсіку утримання представлено на рис. 3. Відсік утримання кріпиться до пускового столу вісьмома болтами, які розташовуються по кінцях стоянкових опор. Для моделювання болтових з'єднань передбачається, що в точках установлення болтів переміщення точок відсіку утримання є нульовими.

Процеси розвитку деформацій повзучості в цій роботі не враховуються. Навіть короткочасна повзучість розвивається у матеріалі приблизно через 10 хв. У розглянутій конструкції час її

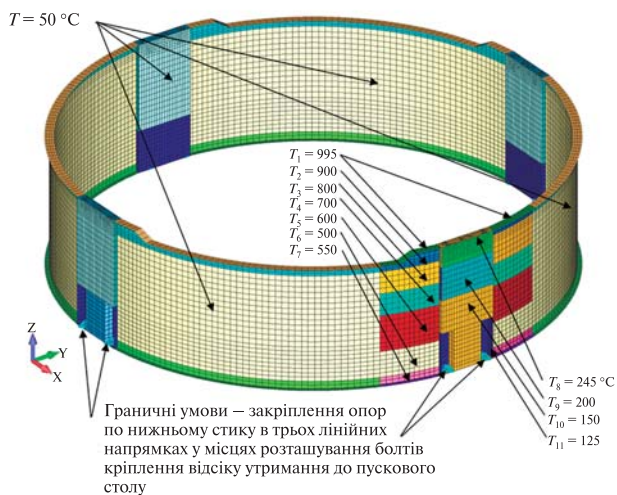


Рис. 3. Розрахункова схема відсіку утримання

Таблиця 4. Максимальні еквівалентні напруження в елементах відсіку утримання

Елемент		$T, ^\circ\text{C}$	$\sigma_{\text{екв}}, \text{МПа}$	$\sigma_{\text{в}}, \text{МПа}$
Стоянкова опора	Верхня частина	245	564.4	475
	Середня частина	200	467.8	470
	Нижня частина	125	478.1	492
Сегмент оболонки	Верхній шпангоут	995	482.2	78
	Оболонка	700	964.7	160
	Нижній шпангоут	550	663.3	292

роботи триває секунди. За такий час короткочасна повзучість не розвинеться.

Еквівалентні напруження у відсіку утримання наводяться на рис. 4, а. Видно, що максимальні еквівалентні напруження спостерігаються у нагрітій частині конструкції. Максимальні напруження спостерігаються в оболонці близько стоянкової опори відсіку утримання. Еквівалентні напруження у стоянковій опорі відсіку утримання наводяться на рис. 4, б. Як видно, максимальні еквівалентні напруження спостерігаються у місці стикування стоянкової опори з оболонкою відсіку утримання.

Результати розрахунків еквівалентних напружень приведено у табл. 4. Тут для різних ділянок деталей відсіку утримання приведено температу-

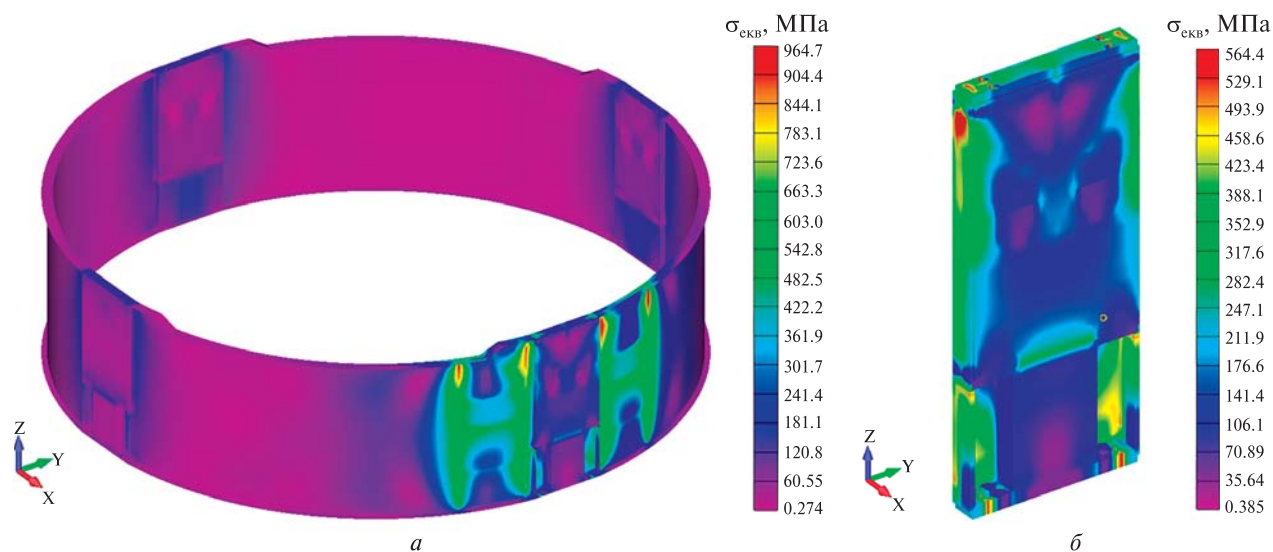


Рис. 4. Розподіл еквівалентних напружень $\sigma_{екв}$: а — у відсіку утримання, б — у стоянковій опорі відсіку утримання

ри T , найбільші еквівалентні напруження $\sigma_{екв}$ та межа міцності σ_B для даних значень температур.

Отже, є області конструкції, в яких

$$\sigma_B < \sigma_{екв},$$

що відповідає руйнуванню конструкції. У представленому вигляді відсік утримання не може використовуватися декілька разів. Для багаторазового використання відсіку утримання його потрібно перепроєктувати. Більш того, як впливає з проведеного розрахунку, частина відсіку утримання перебуває в області пластичності. Тому при проведенні подальших уточнювальних розрахунків будуть враховуватися пластичні деформації.

ВИСНОВКИ

Температурні напруження в опорній стійці відсіку утримання близькі до межі тимчасового опору матеріалу і в деяких локальних місцях незна-

чно перевищують її значення. Аналіз величин і характеру розподілу температурних напружень в оболонках і шпангоутах відсіку утримання показує, що максимальні напруження реалізуються в районі зварних швів, що з'єднують сегмент оболонки з опорною стійкою. З огляду на значне перевищення межі тимчасового опору розрахунковими температурними напруженнями можна зробити попередній висновок про виникнення значних деформацій в цих зонах, порушення працездатності зварних з'єднань і, в цілому, — корпусу відсіку утримання.

Для уточненого розрахунку відсіку утримання необхідним є урахування пластичних деформацій. Для багаторазового використання відсіку утримання його треба перепроєктувати.

Це дослідження частково фінансувалося Національним фондом досліджень України (грант 2020.02/128).

ЛІТЕРАТУРА

1. Михеев М.А., Михеева И. М. Основы теплопередачи. Москва: Энергия, 1977. 344 с.
2. Duc N. D. Nonlinear thermal dynamic analysis of eccentrically stiffened S-FGM circular cylindrical shells surrounded on elastic foundations using the Reddy's third-order shear deformation shell theory. *Eur. J. Mech. A. Solids*. 2016. **58**. P. 10—30.
3. Elhefny A., Liang G. Stress and deformation of rocket gas turbine disc under different loads using finite element modeling. *Propulsion and Power Res.* 2013. **2**(1). P. 38—49.
4. Jafari M., Jafari M. Thermal stress analysis of orthotropic plate containing a rectangular hole using complex variable method. *Eur. J. Mech. A Solids*. 2019. **73**. P. 212—223.
5. Perakis N., Haidn O. J. Inverse heat transfer method applied to capacitively cooled rocket thrust chambers. *Int. J. Heat and Mass Transfer*. 2019. **131**. P. 150—166.
6. Ramanjaneyulu V., Murthy V. B., Mohan R. C., Raju Ch. N. Analysis of composite rocket motor case using finite element method. *Materials Today: Proceedings*. 2018. **5**. P. 4920—4929.
7. Song J., Sun B. Thermal-structural analysis of regeneratively cooled thrust chamber wall in reusable LOX/Methane rocket engines. *Chinese J. Aeronautics*. 2017. **30** (3). P. 1043—1053.
8. Trabelsi S., Frikha A., Zghal S., Dammak F. A modified FSDT-based four nodes finite shell element for thermal buckling analysis of functionally graded plates and cylindrical shells. *Eng. Structures*. 2019. **178**. P. 444—459.
9. Trinh M. C., Kim S. E. Nonlinear stability of moderately thick functionally graded sandwich shells with double curvature in thermal environment. *Aerospace Sci. and Technol.* 2019. **84**. P. 672—685.
10. Wang Z., Han Q., Nash D. H., Fan H., Xia L. Thermal buckling of cylindrical shell with temperature-dependent material properties: Conventional theoretical solution and new numerical method. *Mech. Res. Commun.* 2018. **92**. P. 74—80.
11. Xu F., Abdelmoula R., Potier-Ferry M. On the buckling and post-buckling of core-shell cylinders under thermal loading. *Int. J. Solids and Struct.* 2017. **126—127**. P. 17—36.
12. Yilmaz N., Vigil F., Height J., Donaldson B., Gill W. Rocket motor exhaust thermal environment characterization. *Meas.* 2018. **122**. P. 312—319.

Стаття надійшла до редакції 16.10.2019

REFERENCES

1. Mikheev M. A., Mikheeva I. M. (1977). *Heat transfer basics*. Moscow: Energia.
2. Duc N. D. (2016). Nonlinear thermal dynamic analysis of eccentrically stiffened S-FGM circular cylindrical shells surrounded on elastic foundations using the Reddy's third-order shear deformation shell theory. *Eur. J. Mech. A. Solids*, **58**, 10—30.
3. Elhefny A., Liang G. (2013). Stress and deformation of rocket gas turbine disc under different loads using finite element modeling. *Propulsion and Power Res.*, **2**(1), 38—49.
4. Jafari M., Jafari M. (2019). Thermal stress analysis of orthotropic plate containing a rectangular hole using complex variable method. *Eur. J. Mech. A. Solids*, **73**, 212—223.
5. Perakis N., Haidn O. J. (2019). Inverse heat transfer method applied to capacitively cooled rocket thrust chambers. *Int. J. Heat and Mass Transfer.*, **131**, 150—166.
6. Ramanjaneyulu V., Murthy V. B., Mohan R. C., Raju Ch. N. (2018). Analysis of composite rocket motor case using finite element method. *Materials Today: Proceedings*, **5**, 4920—4929.
7. Song J., Sun B. (2017). Thermal-structural analysis of regeneratively cooled thrust chamber wall in reusable LOX/Methane rocket engines. *Chinese J. Aeronautics*, **30**(3), 1043—1053.
8. Trabelsi S., Frikha A., Zghal S., Dammak F. (2019). A modified FSDT-based four nodes finite shell element for thermal buckling analysis of functionally graded plates and cylindrical shells. *Eng. Structures*, **178**, 444—459.
9. Trinh M. C., Kim S. E. (2019). Nonlinear stability of moderately thick functionally graded sandwich shells with double curvature in thermal environment. *Aerospace Sci. and Technol.*, **84**, 672—685.
10. Wang Z., Han Q., Nash D. H., Fan H., Xia L. (2018). Thermal buckling of cylindrical shell with temperature-dependent material properties: Conventional theoretical solution and new numerical method. *Mech. Res. Commun.*, **92**, 74—80.
11. Xu F., Abdelmoula R., Potier-Ferry M. (2017). On the buckling and post-buckling of core-shell cylinders under thermal loading. *Int. J. Solids and Struct.*, **126—127**, 17—36.
12. Yilmaz N., Vigil F., Height J., Donaldson B., Gill W. (2018). Rocket motor exhaust thermal environment characterization. *Meas.*, **122**, 312—319.

Received 16.10.2019

*M. A. Degtyarev*¹, senior designer

*D. V. Akimov*¹, Head of Department, Ph.D. in Tech.

E-mail: semenenkopv@gmail.com, AkimovDV@kbu.net

*A. S. Bilous*¹, Head of Department

E-mail: BelousAS@kbu.net

*K. V. Avramov*², Head of Department, Dr.Sci. in Tech., Prof.

E-mail: kvavr@kharkov.ua

¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office

3 Kryvorizka Str, Dnipro, 49008 Ukraine

² A. N. Podgorny Institute for Mechanical Engineering Problems

of the National Academy of Sciences of Ukraine

2/10 Pozharskogo Str., Kharkiv, 61046 Ukraine

THERMAL STRENGTH OF RETENTION COMPARTMENT INTERACTING WITH EXHAUST GAS

The thermal strength of the retention compartment is calculated to analyze the possibility of multiple use for a rocket start. The transient heat field of the retention compartment, which is induced by the interaction of the exhaust gas with the retention compartment, is analyzed. The part of the retention compartment undergoes significant heat action with a high-temperature gradient when the rocket is started. This heat action essentially changes in time. This leads to the generation of significant transient stress fields. The aim of the present paper is the calculation of the maximal values of stresses induced by the heat field. We analyze the stress state induced by the steady-state heat field. This field corresponds to the transient heat field at the time when the maximal temperature gradient is observed. The upper bound of stresses in the retention compartment is obtained by the suggested method.

Keywords: retention compartment, retention compartment, heat field, thermal strength.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.011>
УДК 629.07.06

М. С. ХОРОЛЬСЬКИЙ¹, доцент, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

С. О. БІГУН², нач. сектору

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» імені М. К. Янгеля»

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

РОБОТОЗДАТНІСТЬ РУКАВІВ СТИКУВАННЯ СИСТЕМИ ТЕРМОСТАТУВАННЯ КОСМІЧНОЇ РАКЕТИ «ЦИКЛОН-4» В ЕКСТРЕМАЛЬНИХ УМОВАХ

Аналізується роботоздатність в екстремальних умовах експлуатації принципово нових типів і більш простих за конструкцією від наявних пристроїв стикування системи термостатування, що використані для космічного ракетного комплексу «Циклон-4». Роботоздатність вказаних пристроїв досягається завдяки комплексному використанню унікальних властивостей гуми як конструкційного високоеластичного матеріалу для виготовлення гофрованих рукавів оригінальної конструкції в комбінації з металевим механізмом фіксації-розфіксації для жорсткого закріплення їх на горловинах ракети. Показано, що у будь-яких нештатних умовах пристрої стикування з гумовим рукавом забезпечують надійну герметичність рукавів по горловині ракети та легке від неї від'єднання з мінімальним силовим впливом на ракету при старті. З іншого боку, вони дають жорстке з'єднання з трубопроводом наземної частини системи термостатування та забезпечують герметичність і фіксацію на ньому рукава після старту ракети. Завдяки використанню комбінації конструкторських і технологічних рішень з використанням властивостей матеріалів різної природи створено принципово нові пристрої стикування, що забезпечують надійну роботоздатність при підготовці до пуску та його здійсненні в екстремальних умовах. Розроблено нову методологію проєктування пристроїв стикування системи термостатування космічного ракетного комплексу «Циклон-4». Для запобігання перевищення робочого тиску в наземній частині системи термостатування, що призводить до екстремальних умов експлуатації, механізм фіксації-розфіксації спроектовано таким чином, що в робочому стані притиснення стінки ущільнювальної частини рукава при заданій деформації забезпечується відповідний стабільний зазор між зовнішнім діаметром виступу горловини ракети і його внутрішнім діаметром бандажу для можливості спрацювання ущільнювальної частини рукава як запобіжного клапана. В такому випадку ущільнювальна частина рукава, розтягуючись і зменшуючись по товщині, витягнеться через вказаний зазор і забезпечить від'єднання рукава від горловини ракети у процесі її старту або його відміни.

У випадку неспрацювання чеки механізму фіксації-розфіксації конструкція пристрою стикування трубопроводу забезпечить гарантоване безаварійне від'єднання рукавів з мінімальним силовим впливом як на ракету, так і на наземну частину системи термостатування. Як і у випадку перевищення критичного тиску в системі, ущільнювальна частина рукава завдяки осьовому розтягуванню спрацює як запобіжний клапан. Ущільнювальна частина рукава, яка в зоні канавки під механізм фіксації-розфіксації має менший поперечний переріз, при розтягуванні буде зменшувати свою товщину і витягнеться через зазор між зовнішнім діаметром виступу горловини ракети і внутрішнім діаметром бандажу механізму фіксації-розфіксації, що підтверджено експериментальними дослідженнями на спеціальному стенді для випробувань, на-

Цитування: Хорольський М. С., Бігун С. О. Роботоздатність рукавів стикування системи термостатування космічної ракети «Циклон-4» в екстремальних умовах. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 11—20. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.011>

ближених до умов експлуатації. При цьому зусилля від'єднання рукава від горловини ракети на порядок нижчі, ніж руйнівне зусилля рукава в осьовому напрямку при розтягуванні.

Ключові слова: екстремальні умови експлуатації, система термостатування, герметичність, гумовий рукав, ущільнювальна знімна частина, незнімна частина, запобіжний клапан, деформація, механізм фіксації-розфіксації.

ВСТУП

Для підготовки до пуску космічної ракети (КР) і забезпечення виконання нею поставлених задач використовуються різноманітні системи. Однією із них є система термостатування (СТ), від надійної роботи якої залежить підготовка і виконання успішного запуску. Для забезпечення роботи вузлів і агрегатів космічної ракети «Циклон-4» в штатному режимі у «суху відсіки» подається термостатувальне повітря низького (надлишкового) тиску до 20 кПа з витратами від 225 до 3850 м³/год та температурою від 5 до 25 °С. Повітря заданих параметрів подається наземною СТ через приєднані до горловин ракети трубопроводи з допомогою пристроїв стикування (ПС), які є кінцевою ланкою (інтерфейсом) руху повітря до борту ракети. Аналіз відомих у світі технічних рішень [1, 3, 6] показав, що вони у більшості випадків складні за конструкцією, переважно одноразової дії або з низькою надійністю роботи і значним силовим впливом на ракету при від'єднанні у процесі старту. Це стимулювало наукові дослідження задля пошуку нових більш ефективних технічних рішень, тим більше, що Україна раніше розробкою наземних ракетних комплексів не займалась. За участі авторів були запропоновані принципово нові конструкції пристроїв стикування [4, 5], в основу яких покладено конструкції з використанням гумового гофрованого триєдиного рукава, що з'єднує трубопровід наземної СТ з відповідною горловиною ракети своєю ущільнювальною частиною за допомогою механізму фіксації-розфіксації, забезпечуючи кріплення і герметичність. На думку авторів, вказані технічні рішення найбільш повно забезпечують вимоги до роботи пристроїв стикування у штатних режимах роботи, основними з яких є забезпечення герметичності і надійності приєднання до горловини ракети під різними кутами, мінімальний силовий вплив на борт ракети у процесі подачі термоста-

тувального повітря і автоматичне від'єднання при її старті з мінімальним силовим впливом, компенсація технологічних, монтажних і експлуатаційних відхилень тощо.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою даної роботи є дослідження забезпечення надійної роботоздатності створених нових типів пристроїв стикування СТ ракети «Циклон-4» в екстремальних умовах експлуатації щодо виконання пред'явлених вимог, особливо забезпечення герметичності і утримання гумового рукава у місцях приєднання, гарантованого від'єднання від горловини космічної ракети перед стартом або у процесі старту у будь-яких умовах, навіть при завищенні тиску в СТ або заклинюванні чеки механізму фіксації-розфіксації (МФР).

ОБ'ЄКТИ ДОСЛІДЖЕННЯ

Об'єктами дослідження є пристрої стикування, що містять шість типорозмірів гумових рукавів, наведених у таблиці та показаних на рис. 1, що у складі ущільнювальних пристроїв приєднуються до відповідних горловин відсіків КР «Циклон-4», та трубопроводів наземної СТ.

Як видно з таблиці, рукави мають два типорозміри з діаметрами 150 і 220 мм, що залежить від об'єму «сухого відсіку». При цьому рукави обох діаметрів мають різну довжину, але однакові конструктивні частини для надійного функціонування ПС, а саме: ущільнювальну, гофровану компенсувальну і циліндричну приєднувальну. При старті ракети від'єднання має бути тільки по ущільнювальній частині рукава.

Кожний рукав 1 з одного боку ущільнювальною частиною 2 приєднується до горловини ракети 3, а з іншого — циліндричною приєднувальною частиною 4 — до трубопроводу 5 наземної СТ і закріплюється двома хомутами 6. Між вказаними частинами розташована гофрована частина, яка забезпечує можливість приєднання

рукава до горловини ракети під різними кутами без зменшення площі поперечного перерізу та гасіння коливань при подачі у «сухі відсіки» термостатувального повітря. На зовнішньому діаметрі ущільнювальної частини виконано канавку 8 для розміщення і центрування в ній механізму фіксації-розфіксації, загальний вид якого показаний на рис. 2. За його допомогою рукав притискується до горловини КР з відповідною радіальною деформацією стінки рукава, тим самим забезпечуючи надійну герметизацію ущільнювальної частини, достатнє зусилля утримання рукава на горловині у процесі подачі термостатувального повітря і від'єднання від неї в процесі старту або відміни пуску. При установці рукава ущільнювальна частина з незначним натягом по внутрішньому діаметру встановлюється на горловину ракети з центруванням по зовнішньому діаметру виступу горловини, а по її зовнішньому діаметру в канавку встановлюється бандаж 1 МФР, до якого через стопорний механізм приєднується трос 2 з чекою для автоматичного від'єднання і притискується фіксатором 3.

Величина радіальної деформації стінки рукава методом притиснення бандажем МФР до виступу горловини ракети в даному випадку відіграє важливу роль, яка буде показана нижче.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА ЧАСТИНА

Для проведення досліджень поведінки ПС СТ при різних умовах експлуатації було спроектовано стенд, принципову схему якого показано на рис. 3. На площадці 1 стенда, встановленого на опорах 2, закріплено знімну панель 3 з горловиною 4 для імітації натурної горловини ракети, до якої приєднується ущільнювальною частиною 5 та притискується механізмом фіксації-розфіксації 6 випробуваний рукав 7. Механізм фіксації-розфіксації 6 з'єднаний тросиком 8 з хомутами 9, що закріплюють рукав на насадці 10 панелі зі штуцером 11, до якої приєднується шланг випробувального компресора (на рисунку не показано), що імітує компресор наземної частини СТ. Для імітації зусилля від'єднання від горловини ракети 4 під різними кутами рукава 7 шести типорозмірів до панелі 11 через блок 12 приєднувався трос 13 на платформу 14, на яку вста-

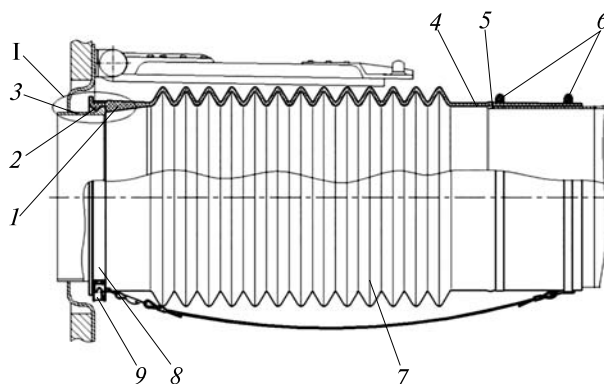


Рис. 1. Схема пристрою стикування системи термостатування: 1 — гумовий рукав, 2 — ущільнювальна частина рукава, 3 — горловина ракети, 4 — циліндрична приєднувальна частина рукава, 5 — трубопровід системи термостатування, 6 — хомут для жорсткого кріплення рукава, 7 — гофрована компенсуюча частина рукава, 8 — канавка в рукаві для центрування механізму фіксації-розфіксації, 9 — механізм фіксації-розфіксації

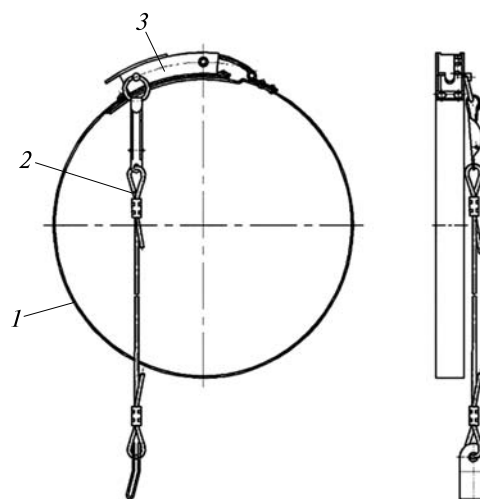


Рис. 2. Загальний вид механізму фіксації-розфіксації: 1 — бандаж, 2 — трос, 3 — фіксатор

Габаритні розміри рукавів пристроїв стикування

Найменування рукава	D , мм	L , мм
1. Рукав ХВ1	150	495
2. Рукав ПВ1	150	475
3. Рукав ХВ2	150	460
4. Рукав ПхВ2	220	700
5. Рукав МСВ	150	410
6. Рукав ГБ	220	720

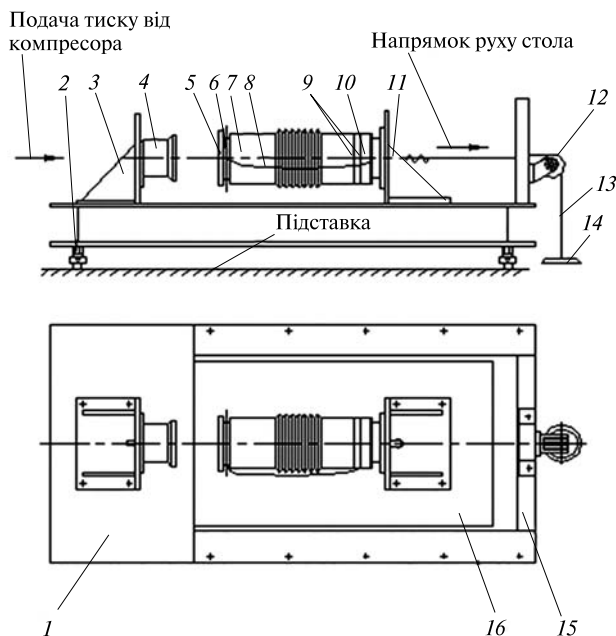


Рис. 3. Принципова схема стенда для імітування умов експлуатації: 1 — площадка, 2 — опори, 3 — панель, 4 — горловина, 5 — ущільнювальна частина рукава, 6 — механізм фіксації-розфіксації, 7 — випробуваний гумовий рукав, 8 — тросик; 9 — технологічні хомути, 10 — насадка, 11 — панель зі штуцером, 12 — блок для канату, 13 — канат, 14 — вантажна платформа, 15 — нерухомий стіл, 16 — рухомий стіл

новлювалися ваги відповідної маси. Блок 12 для троса закріплено на нерухомому столі 15, всередині якого з мінімальним коефіцієнтом тертя встановлено рухомий стіл 16 з панеллю 11. На вказаному стенді окрім зусилля від'єднання рукавів (в даній статті результати не приводяться), визначалась роботоздатність рукавів в екстремальних умовах, зокрема забезпечення надійної герметичності та утриманні в місцях приєднання при робочому тиску і при його перевищенні у випадку відмови роботоздатності запобіжного клапана у трубопроводі СТ, гарантованого від'єднання рукава від горловини саме по його ущільнювальній частині та заклинювання чеки у МФР.

Відомо, що для забезпечення надійної тривалої герметизації стандартного ущільнювального пристрою з використанням гуми як конструкційного матеріалу [7] на границі метал — гума потрібно створити відповідні контактні напру-

ження, щоб перекрити можливі щілини між поверхнями металу і гуми, яка є вискоеластичним конструкційним матеріалом. Вказаного перекриття можна досягнути двома шляхами: зменшенням шорсткості контактних поверхонь і відповідною заданою величиною деформації гуми у місцях приєднання.

Слід зазначити, що у ПС ракети гумовий рукав має два місця приєднання: з одного боку ущільнювальною частиною він приєднується до горловини ракети, яке є рознімним при старті ракети або при відміні пуску, а з іншого — він приєднується до трубопроводу наземної частини СТ, яке є не рознімним. З обох боків рукав повинен забезпечувати надійну герметичність та утримання в місцях приєднання у процесі експлуатації. Наприклад, в разі пориву вітру або інших природних збурень гумові рукави до пуску ракети повинні надійно утримуватися у місцях приєднання, а при пуску ракети відділитися саме по горловині ракети з мінімально допустимим силовим впливом на ракету. Інакше станеться нештатна ситуація з непередбачуваними наслідками. Це змусило провести відповідні дослідження умов від'єднання рукавів у критичних режимах, тобто в екстремальних умовах.

На першому етапі досліджень на вказаному стенді (рис. 3) з імітуванням умов експлуатації рукави у місцях приєднання притискалися до металевих частин з однаковою розрахунковою деформацією з урахуванням полів допусків. Але у процесі досліджень з'ясувалося, що при перевищенні тиску в системі деякі рукави відділялися не по горловині ракети, а по циліндричній її частині. На думку авторів, це пов'язано з недостатнім зусиллям утримання рукава на його циліндричній частині і збільшеним зусиллям на ущільнювальній частині через наявність на її внутрішній поверхні центрального і фіксуючого виступу. Це змусило збільшити ширину перекриття циліндричної частини гумового рукава з металевим трубопроводом та встановити два хомути (рис. 1) з більшою величиною радіальної деформації з урахуванням релаксаційних процесів для збільшення зусилля зняття циліндричної частини рукава з трубопроводу наземної СТ, створюючи комфортні умови для гарантова-

ного відділення ПС саме по горловині ракети. Це досягається тим, що поверхня ущільнювальної частини рукава у центрувальній канавці на період термостатування відсіків ракети притискується бандажем МФР, який в даному випадку є пристроєм тимчасової дії. А тому релаксацийні процеси (зокрема релаксація напруження) за короткий термін термостатування не встигають проявитися.

З іншого боку рукав циліндричною незнімною частиною закріплюється на трубопроводі наземної частини СТ із забезпеченням більшого ступеня деформації двома хомутами жорсткого кріплення як для забезпечення герметичності, так і для утримання рукава на трубопроводі при екстремальних умовах експлуатації, тобто при заклинюванні чеки і неспрацюванні МФР.

На рис. 4 наведено схему взаємодії ущільнювальної частини рукава з МФР.

Що менша шорсткість поверхні, то менші зусилля потрібні для забезпечення такого перекриття. Оскільки при монтажі важко визначити контактні напруження, а вони залежать від величини зусилля притиснення гуми до металу, то їх можна і доцільно створити, забезпечивши відповідну постійну деформацію стиснення стінки гумового рукава, яка розраховується за формулою

$$\varepsilon = \frac{h_k - \delta}{h_k} \cdot 100\%, \quad (1)$$

де h_k — товщина недеформованої стінки ущільнювальної частини рукава в канавці для розташування МФР над виступом горловини, δ — товщина деформованої стінки ущільнювальної частини рукава в канавці МФР над виступом горловини, яка дорівнює зазору між зовнішнім діаметром горловини ракети і внутрішнім діаметром бандажу МФР в зафіксованому стані.

Як видно з рис. 4,

$$h_k = (D_k - D_r)/2, \quad (2)$$

$$\delta = (D_1 - D_r)/2, \quad (3)$$

де D_k — діаметр канавки ущільнювальної частини рукава до деформації МФР, D_r — зовнішній діаметр виступу горловини ракети, D_0 — внутрішній діаметр МФР до забезпечення радіальної деформації ущільнювальної частини рукава над виступом горловини (в незафіксованому стані),

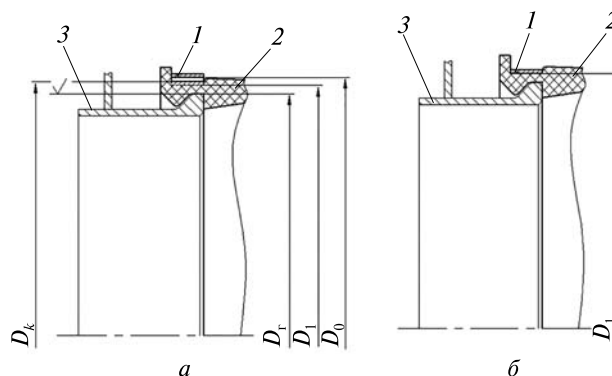


Рис. 4. Схема взаємодії ущільнювальної частини рукава з механізмом фіксації-розфіксації: 1 — бандаж механізму фіксації-розфіксації, 2 — ущільнювальна частина рукава, 3 — горловина космічної ракети

D_1 — внутрішній діаметр бандажу МФР після забезпечення радіальної деформації ущільнювальної частини рукава над виступом горловини (в зафіксованому стані).

Дослідження показали, що гумові рукави всіх типорозмірів легко монтується на горловину ракети, при цьому натяг по внутрішньому діаметру для рукавів діаметром 150 мм становив 2.74 %, а для рукавів 220 мм — 1.85 %.

Враховуючи властивості гуми як конструкційного матеріалу, в гумі спостерігається при постійній деформації релаксація напруження, тобто зниження контактних напружень, інтенсивність якого зменшується з часом і наближається до рівноважного стану лише через деякий час, що залежить від багатьох чинників: величини деформації, тривалості її дії, температури тощо. Це означає, що між зусиллям стиснення і величиною деформації, що викликає відповідні контактні напруження, в гумі встановлюється рівновага. І якщо для металу, який має два види деформації: пружну і пластичну, величина деформації відповідно до прикладеного зусилля встановлюється практично миттєво (встановлення рівноваги) [2], то для гуми поняття деформації потрібно розуміти двояко: оскільки це і процес, і величина, бо гума має три види деформації: пружну, вискоеластичну і пластичну [8]. І в даному випадку при тривалій експлуатації (до 10 років і більше) нерухомого з'єднання з урахуванням релаксації напруження (зниження

контактних напружень з терміном часу) проявляється саме вискоеластична деформація. При постійному зазорі між контактними поверхнями її величина з урахуванням полів допусків на відповідні розміри гумового виробу і місця його установлення повинна становити 18...45 % при осьовому стисненні виробу і 16...35 % — при радіальному стисненні. При цьому шорсткість поверхонь приєднання для нерухомих з'єднань повинна становити не менше ніж $R_a = 2.5$, а шорсткість ущільнювальної поверхні гумового виробу повинна забезпечуватися шорсткістю формоутворювальних поверхонь прес-форми, яка повинна мати тверде хромове покриття з шорсткістю $R_a = 0.32$, товщиною 9...15 мкм для не активно-корозійних гум та 15...30 мкм для активно-корозійних гум, наприклад для гум на основі фтористих каучуків. В нашому випадку для виготовлення рукавів використовується гума на основі комбінації хлоропренового і бутадієн-нітрильного каучуків, яка є достатньо еластичною та не активно корозійною.

У пристроях стикування системи термостатування КР «Циклон-4» запропоновано конструкторські рішення з радіальним стисненням торцевих частин гумового рукава (рис. 4), які відрізняються від стандартних, оскільки вони призначені для забезпечення різноманітних функцій, і кожне місце приєднання рукава перебуває в різних напружено-деформованих станах. Так, ущільнювальна знімна частина рукава на відміну від незнімної циліндричної частини забезпечує виконання функцій лише у період підготовки до пуску ракети та забезпечення пуску. Тобто, герметичність та утримання рукава на горловині ракети забезпечуються лише при подачі термостатного повітря і впливі зовнішніх атмосферних чинників саме в цей проміжок часу, який є порівняно коротким (орієнтовно 1...7 діб). В даному випадку при визначенні деформації притиснення ущільнювальної знімної частини рукава не потрібно враховувати наявності релаксації напруження, а тому величина її деформації, на відміну від циліндричної частини, повинна бути меншою. Як показали дослідження, при деформації ущільнювальної частини в межах 10...20 %, розрахованих за формулами (1)—(3), забезпечу-

ється герметичність, яка оцінювалась по спаду тиску в рукаві, і легко досягається натяг бандажу фіксатором для забезпечення радіальної деформації стінки рукава і його фіксації чекою. Протягом трьох діб спад тиску дорівнював нулю.

Для забезпечення рукавом стикування багатьох функцій [6] в різних елементах його конструкції у процесі експлуатації одночасно проявляється як пружна, так і вискоеластична деформація. Наприклад, при подачі термостатувального повітря у сухі відсіки виникає високочастотна вібрація рукава, яка миттєво розсіюється і гаситься у матеріалі рукава завдяки гістерезисним властивостям гуми і наявності в конструкції триединого рукава гофрованої компенсаторної частини, що мінімізує силовий вплив на саму ракету і трубопровід СТ наземної частини. У процесі старту ракети і від'єднання рукава від її горловини спостерігається також миттєва деформація гуми в ущільнювальній та гофрованій частинах, термін дії якої становить $10^{-6}...10^{-5}$ с.

Водночас для забезпечення надійної герметичності циліндричної незнімної частини гумового рукава і закріплення на трубопроводі вона притискується двома незнімними хомутами з деформацією, розрахованою за формулами, аналогічними формулам (1)—(3), яка повинна з урахуванням полів допусків становити 18...45 %, оскільки з часом в цьому місці приєднання у гумі буде спостерігатися зниження контактних напружень, пов'язане з перегрупуванням ланок ланцюга під впливом теплового руху. В такому випадку у гумі процес встановлення рівноваги може тривати місяці і роки в залежності від температури, підвищення якої впливає на прискорення процесу релаксації. Тому на незнімній ущільнювальній частині гумового рукава СТ, яка тривалий час перебуває в напружено-деформованому стані, буде спостерігатися значна релаксація напруження, особливо на початковій стадії, і на якій спостерігається накопичення залишкової деформації, величина якої залежить від температури, тривалості дії зусилля притиснення тощо. Крім того, більше значення деформації на незнімній частині забезпечує надійне відокремлення рукава саме по ущільнювальній частині від горловини ракети при старті. В тако-

му випадку рукав завжди залишиться на трубопроводі наземної частини.

Як і в стандартних ущільнювальних пристроях, для забезпечення надійної герметичності поверхня виступу горловини ракети D_r (рис. 4, а) повинна мати шорсткість поверхні, аналогічну стандартним, тобто не меншу ніж $R_a = 2.5$, а внутрішня поверхня бандажу D_0 також повинна мати гладку поверхню. Це дає можливість не лише забезпечити надійну герметичність, а й полегшити від'єднання рукава від горловини ракети.

Аналогічну шорсткість повинні мати поверхні отвору і чеки, що буде запобігати її заклинюванню у фіксаторі стопорного механізму.

При випробуваннях рукавів на вказаному стенді (рис. 3) з подачею термостатувального повітря робочого тиску до 20 кПа без його витрат і кімнатній температурі роздування рукава не спостерігалось. Пристрій стикування мав вигляд, як показано на рис. 1, і в такому стані гумовий рукав, маючи потовщення при вершинах і западинах гофр порівняно з товщиною стінки у 1.5 рази, які виконують у гофрованій частині роль бандажів, перебував тривалий час (близько 8 год) без змін, тобто збільшення діаметра рукава практично не спостерігалось. При імітації екстремальних умов експлуатації з підвищенням тиску повітря в три рази, тобто до 0.06 МПа, рукав, враховуючи релаксацію (повзучість) гуми, роздимувався зі збільшенням діаметра в середній гофрованій частині до 15.9 %, набував бочкоподібної форми, як показано на рис. 5, і поступово розтягувався по найтоншій частині стінки ущільнювальної частини рукава — в канавці під бандажем МФР (ставав тоншим), що призводило до зменшення радіальної деформації стінки рукава в цьому місці. А через деякий час (приблизно 6...8 хв) ущільнювальна частина плавно знімалася з горловини ракети, опускаючись на рухомий стіл, а рукав зависав на насадці 10 рухомого столу.

Зменшення деформації між діаметрами горловини D_r і внутрішнім діаметром бандажу МФР в зафіксованому стані, коли D_0 наближається до D_1 , (рис. 4) дає можливість при екстремальних умовах роботи системи термостатування у випадку перевищення тиску і заклинювання чеки МФР ущільнювальній частині триєдиного рукава

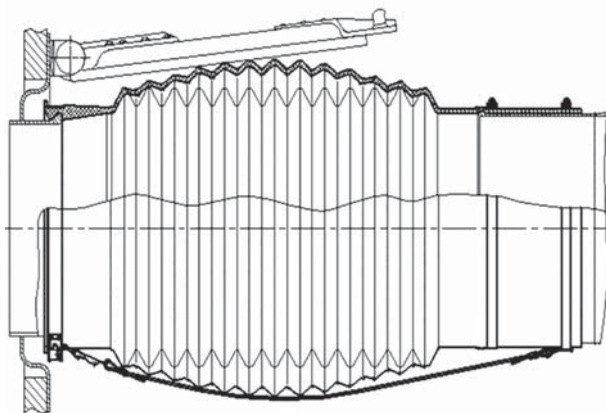


Рис. 5. Загальний вигляд гумового рукава при екстремальному тиску 0.06 МПа

під час старту ракети спрацювати як запобіжний клапан, забезпечивши її проходження в зазорі між вказаними діаметрами. Це підтверджено експериментальними даними при тиску робочого середовища, що перевищує заданий у 3...6 разів.

Екстремальним випадком експлуатації вказаного пристрою теоретично також може бути заклинювання чеки у механізмі фіксації-розфіксації рукава. Тоді при старті рухом ракети, рухом стріли транспортно-установлювального агрегату при її відводі, на якій закріплено трубопровід разом з гумовим рукавом, або їхніми одночасними рухами, останній почне розтягуватися з відповідним подовженням і внутрішнім напруженням.

Виникає питання: чи не зруйнується рукав при розтягуванні? Тоді зруйнована частина залишиться на горловині ракети і кришка горловини не закриється, що може призвести до негативних наслідків.

Товщина стінки рукавів діаметром 150 та 220 мм однакова і дорівнює 4 мм, а в зоні під бандажем МФР вона тонша на 1 мм. Не викликає сумніву, що міцність рукава діаметром 150 мм менша від міцності рукава діаметром 220 мм при осьовому розтягуванні, а тому зусилля P на розрив при осьовому розтягуванні може бути розраховане за класичною формулою

$$P = [G] \cdot F, \quad (4)$$

де $[G]$ — умовна допустима міцність вибраної гуми на розрив при розтягуванні (в нашому випадку $[G] = 8.8$ МПа при відносному подовженні

при розриві не менш ніж 250 %), F — площа поперечного перерізу гумового рукава з внутрішнім діаметром 150 мм.

При зазначеній вище умовній допустимій міцності вибраної гуми (8.8 МПа) і відносному подовженні при розтягуванні до розриву (250 %) критичне зусилля при розриві по найтоншому місцю під бандажем МФР, розраховане за формулою (4), перевищуватиме 16.15 кН, і по стінці рукава товщиною 4 мм — понад 21.68 кН, що перевищує критичне зусилля руйнування більш, ніж на 34 %. А це означає, що рукав не буде зруйнований у будь-якому випадку, бо при розтягуванні, враховуючи нестислість гуми, під бандажем стінка рукава при розтягуванні буде зменшуватися по товщині і пройде через постійний зазор між виступом горловини ракети D_r і внутрішнім діаметром бандажу МФР D_1 (рис. 4). Як і у попередньому випадку, при досягненні критичного тиску в системі термостатування ущільнювальна частина рукава спрацює як запобіжний клапан. Як підтвердили експериментальні дослідження на спеціальному стенді (рис. 3), при зафіксованому положенні чеки (імітація неспрацювання чеки), максимальне зусилля від'єднання становило лише 1600 Н, тобто на порядок менше від критичного значення. Таким чином, при неспрацюванні чеки руйнації рукава не відбувається, а при вказаному зусиллі ущільнювальна частина рукава, зменшившись по товщині при розтягуванні, забезпечить плавне від'єднання рукава від горловини ракети.

Таким чином, розроблені принципово нові конструкції ПС СТ забезпечують роботоздатність в екстремальних умовах експлуатації і впроваджені у конструкцію космічного ракетного комплексу «Циклон-4».

ВИСНОВКИ

На основі проведених в роботі теоретичних і експериментальних досліджень зроблено такі висновки.

1. Розроблені пристрої стикування, що містять гумові високоеластичні рукави, забезпечують надійну герметичність як по ущільнювальній знімній частині, що притискується бандажем МФР до виступу горловини ракети так і по

незнімній частині, приєднаних до трубопроводу наземної системи термостатування та притиснутих двома хомутами. При цьому ущільнювальні поверхні гумового рукава повинні виготовлятися у прес-формі з шорсткістю формуютьовальних поверхонь $R_a = 0.32$ з твердим хромовим покриттям товщиною 9...15 мкм, а робочі поверхні металевих елементів, до яких притискується гумовий рукав, повинні мати шорсткість $R_a = 2.5$. Поверхня внутрішнього діаметра бандажу МФР, яким притискується ущільнювальна частина рукава до горловини ракети, також повинна мати гладку поверхню з шорсткістю не менше $R_a = 2.5$ з метою легкого відділення рукава від горловини ракети. Мінімальна деформація стінки гумового рукава по знімній ущільнювальній частині може становити 10...20 %, а по незнімній частині — 18...45 % з урахуванням полів допусків з метою гарантованого відділення пристрою стикування від горловини ракети саме по ущільнювальній частині рукава.

2. Механізм фіксації-розфіксації у робочому стані притиснення стінки ущільнювальної частини гумового рукава при заданій деформації забезпечує відповідний стабільний зазор між зовнішнім діаметром виступу горловини ракети і внутрішнім діаметром бандажу для можливості спрацювання ущільнювальної частини рукава як запобіжного клапана в екстремальних умовах експлуатації, тобто при перевищенні допустимого робочого тиску, і гарантованого від'єднання рукава від горловини ракети під час старту або при відміні пуску.

3. В разі неспрацювання чеки МФР конструкція пристрою стикування трубопроводу СТ забезпечить гарантоване безаварійне від'єднання рукавів СТ з мінімальним силовим впливом як на ракету, так і на наземну частину СТ. Як і у випадку перевищення критичного тиску в СТ, ущільнювальна частина рукава спрацює як запобіжний клапан, що підтверджено експериментальними дослідженнями.

4. Вказані пристрої стикування і концепція їхнього проектування впроваджені в конструкцію космічного ракетного комплексу «Циклон-4», і можуть бути рекомендовані при проектуванні наступних його модифікацій.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бигун С. А., Еланский Ю. А., Хорольский М. С. Типы и конструктивные особенности узлов стыковки систем термостатирования головных блоков и отсеков ракет-носителей космических аппаратов. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2013. Вып. 1 (103). С. 65—68.
2. Лепетов В. А., Юрцев Л. Н. Расчеты и конструирование резиновых изделий и технологической оснастки: Учеб. пособие для вузов. Под ред. Л. Н. Юрцева. Москва: Изд-во ИСТЕК, 2009. С. 12—14.
3. Патент Російської Федерації № 2596706-С1, МПК F16L 37/00 B64G 5/00.
4. Патент України № 120445. Бігун С. О., Бабіч І. П., Нестеров О. В., Хорольський М. С., Скоков О. І. Пристрій стикування трубопроводу системи термостатування.
5. Патент України № 120469. Бігун С. О., Хорольський М. С. Пристрій стикування трубопроводу системи термостатування.
6. Патент Франції № 2685903-A1, Мкл5 B64G 5/00. 2 с.
7. Хорольский М. С. *Уплотнения стандартные*. Большой справочник резинщика: В двух частях. Ч. 2. Резины и резинотехнические изделия. Под ред. С. В. Резниченко, Ю. Л. Морозова. Москва: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 296—302.
8. Юрцев Л. Н., Бухин Б. Л. *Резина как конструкционный материал*. Большой справочник резинщика: В двух частях. Ч. 1. Каучуки и ингредиенты. Под ред. С. В. Резниченко, Ю. Л. Морозова. Москва: ООО «Издательский центр «Техинформ» МАИ», 2012. С. 14—31.

Стаття надійшла до редакції 14.06.2021

REFERENCES

1. Bigun S. A., Elanskyi Yu. A., Khorolskyi M. S. (2013). Types and design features of docking units for thermostating systems of head units and compartments of spacecraft launch vehicles. *Space Technology. Missile armament: Sat. scientific and technical st.*, Issue 1 (103), 65—68.
2. Lepetov V. A., Yurtsev L. N. (2009). *Calculations and design of rubber products and technological equipment: Textbook. textbook for universities*. Ed. L. N. Yurtsev. M: Publishing house “ISTEK”, 12—14.
3. Patent Rosiyskoyi Federatsiyi № 2596706-S1, MPK F16L 37/00 B64G 5/00. 12.
4. Patent Ukraine № 120445, IPC B64G 5/00, B64G 1/40. Bigun C. O., Babich I. P., Nesterov O. V., Khorolskyi M. S., Skokov O. I. Attach the stikuvannya to the pipeline of the thermostat system.
5. Patent Ukraine № 120469, IPC B64G 5/00, B64G 1/40. Bigun C. O., Khorolskyi M. S. Attach the stikuvannya to the pipeline of the thermostat system.
6. Patent France № 2685903-A1, Mkl5 B64G 5/00.
7. Khorolskyi M. S. (2012). *Standard seals*. Big reference book of the rubber worker: In two parts. Part 2. Rubber and rubber products. Ed. S.V. Reznichenko, Yu. L. Morozov. Moscow: LLC “Publishing Center” Techinform “MAI”, 296—302.
8. Yurtsev L. N., Bukhin B. L. (2012). *Rubber as a structural material*. Big reference book of a rubber worker. In two parts. Part 1. Rubbers and ingredients. Eds S. V. Reznichenko, Yu. L. Morozov. Moscow: LLC “Publishing Center” Techinform “MAI”, 14—31.

Received 14.06.2021

*M. S. Khorolskyi*¹, Docent, Ph.D. in Tech., Senior Researcher

*S. O. Bigun*², Head of Department

¹ Oles Honchar Dnipro National University

72 Gagarina Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

² Yangel Yuzhnoye State Design Office

3 Kryvorizka Str, Dnipro, 49008 Ukraine

PERFORMANCE OF INTERFACE HOSES FOR THERMAL CONDITIONING SYSTEM OF CYCLONE-4 SPACE ROCKET IN EXTREME CONDITIONS

This article contains the analysis of the performance of interface hoses for the thermal conditioning system of a Cyclone-4 space rocket in extreme operating conditions. thermal conditioning system interfaces with rubber hoses must ensure a tightness of a hose at a rocket's inlet with easy detachment, involving little to no force impact on the rocket during its start on its one end, and rigid connection with a pipeline of the thermal conditioning system ground part, ensuring the hose tightness and retaining after the launch of a rocket on its other end, under any abnormal operating conditions. As it is shown in the article, this goal is attained by inducing contact stresses on surfaces adjacent to the rubber hose, originating from a designed radial compressive stress and coarseness of the contact surfaces. At the same time, the detachable part is subjected to lower radial deformation than the fixed one.

To prevent any operating pressure excess in the thermal conditioning system ground part that might lead to extreme operating conditions, the retaining and release mechanism has been designed in such a way that under the operating conditions of pressing the hose's sealing part, a proper stable gap would be ensured between the external radius of the rocket's inlet protrusion and the internal diameter of its rim, so that the hose's sealing part could act as a safety valve. In such case, upon an excess of the permissible operating pressure, the hose's sealing part would protrude through the gap mentioned by expanding and getting thinner, thus leading to detachment of the hose from the rocket's inlet in the course of its launch or launch abort.

In case of the retaining and release mechanism's pin failure, the thermal conditioning system interface design would ensure the guaranteed failsafe detachment of the thermal conditioning system hoses with minimum stress on both the rocket and the thermal conditioning system ground part. As in a case of a critical pressure excess in the thermal conditioning system, the hose's sealing part would act as a safety valve thanks to its axial extension under stresses from the rocket's launch, the transportation and erection installation's boom movement, or both factors at the same time. The hose's sealing part, having a smaller cross-section in the area of the groove for retaining and release mechanism, would shrink in thickness during stretching and expand through the gap between the outer diameter of the rocket's inlet protrusion and the internal diameter of the retaining and release mechanism's rim, which was proven experimentally on a special test bench simulating operating conditions close to the real ones. At the same time, the stresses of the hose detachment from the rocket's inlet are less than the hose's rupture stresses in the axial direction by several orders during stretching.

Keywords: extreme operating conditions, thermal conditioning system, tightness, rubber hose, sealing detachable part, non-detachable part, safety valve, deformation, retaining and release mechanism.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.021>
УДК 629.7

О. А. СТЕНІН¹, проф., д-р техн. наук
E-mail: alexander.stenin@yandex.ua

В. П. ПАСЬКО¹, доцент кафедри, канд. техн. наук
E-mail: vppasko@gmail.com

І. Г. ДРОЗДОВИЧ², старш. наук. співроб., канд. техн. наук
E-mail: irina.drozdownicz@gmail.com

М. О. СОЛДАТОВА¹, старша викладачка, канд. техн. наук
E-mail: benten1093@gmail.com

¹ Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Проспект Перемоги 37, Київ, Україна, 03056

² Інститут телекомунікацій та глобального інформаційного простору
Національної академії наук України
Чоколівський бульвар, 13, Київ, 03186

ОПТИМАЛЬНЕ ДЕМПФУВАННЯ ВІДХИЛЕНЬ КУТОВИХ ШВИДКОСТЕЙ ОСЕСИМЕТРИЧНОГО КОСМІЧНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Розглядається задача оптимального за витратами палива демпфування раптових відхилень кутових швидкостей осесиметричного космічного літального апарата (КЛА) з постійною швидкістю обертання навколо головної осі симетрії. Таке припущення має певне практичне значення і може бути зумовлене створенням на КЛА штучної гравітації. Ідея штучної гравітації за рахунок обертання осесиметричного циліндричного КЛА ґрунтується на принципі еквівалентності сили гравітації і сили інерції. Актуальність задачі оптимізації витрат палива зумовлена наявністю обмеженого його запасу на КЛА. Поставлену задачу оптимізації розв'язано на основі принципу максимуму і методу фазової площини. Визначено структуру оптимальних за витратами палива процесів з трьома рівнями керування, причому кількість перемикачів залежить від початкових умов. Синтезовані на фазовій площині оптимальні криві перемикання розбивають фазову площину на вісім криволінійних квадрантів, які однозначно визначають значення оптимальних керівних впливів по поточних значеннях відхилень кутових швидкостей КЛА. Проблема можливої наявності запізнення в контурі керування пропонується вирішувати на основі методу компенсації Бесса. Для цього в роботі отримано відповідні оптимальні криві перемикання і відключення керувань компенсованої оптимальної системи як геометричне місце точок, віддалених на час запізнення від знайдених кривих перемикання і початку координат відповідно. Це дозволяє уникнути появи в контурі керування стійких автоколивань і забезпечити умову, щоб КЛА після закінчення процесу стабілізації залишався в заданому кінцевому стані. Залежно від технічного оснащення КЛА пропонуються два варіанти реалізації алгоритму оптимального демпфування, а саме: автономний пристрій у бортовій системі керування КЛА при відсутності достатньо потужного бортового обчислювача, або оптимальний алгоритм демпфування, реалізований повністю у бортовому обчислювачі КЛА при достатній для цього потужності.

Ключові слова: осесиметричний КЛА, кутова стабілізація КЛА, оптимізація витрат палива, принцип максимуму, фазова площина, оптимальні криві перемикання, метод Бесса, прогнозні моделі.

Цитування: Стенін О. А., Пасько В. П., Дроздович І. Г., Солдатова М. О. Оптимальне демпфування відхилень кутових швидкостей осесиметричного космічного літального апарата. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 21—31. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.021>

ВСТУП

Керування кутовим положенням космічного літального апарата (КЛА), як правило, передбачає керування як величиною тяги (витратою палива), так і кутами Ейлера (кути крену, тангажу, рискання). Сила тяги входить в рівняння руху лінійним чином, а кути Ейлера у вигляді тригонометричних функцій. Оптимальні значення тяги у більшості оптимізаційних задач керування кутовим положенням КЛА (мінімізація часу, мінімізація витрати палива), як правило, представляються розривними функціями (bang-bang control), тоді як оптимальні значення кутів — неперервними (диференційованими достатню кількість разів) функціями. Слід зауважити, що, на відміну від задачі максимальної швидкодії, задача оптимізації витрати палива реалізується трьома рівнями керування, тобто bang-bang control із зоною нульового значення керування [8, 10, 11]. Численні літературні джерела розглядають зазвичай такі основні задачі оптимального керування кутовим положенням КЛА [1, 2, 4—6, 13, 14, 16]:

1. Стабілізація кутового положення КЛА, тобто керування кутовим рухом КЛА навколо центра мас, у процесі якого усуваються кутові відхилення осей, зв'язаних з КЛА, від відповідних осей опорної системи відліку.

2. Кутова орієнтація КЛА, тобто керування кутовим рухом КЛА для додання певного кутового положення відносно обраних напрямків, які є опорними або базовими системами відліку. Система керування, що приводить кутове положення КЛА до заданого, називається системою орієнтації (СО). Вона здійснює побудову на борту КЛА базової системи відліку, «запам'ятовує» її і виробляє сигнали для повороту КЛА за заданою програмою навколо однієї або декількох осей.

Практично немає робіт, в яких розглядається демпфування раптових початкових відхилень кутових швидкостей КЛА, тобто стабілізація кутового положення КЛА при раптових відхиленнях кутових швидкостей від їхніх нульових значень.

Для реалізації задач керування КЛА найбільш ефективною системою керування, яка найчастіше використовується на практиці, є активна

система керування реактивними соплами [13, 14, 16, 19]. Керівний момент в цій системі виникає при викиді маси робочого тіла із сопла невеликого реактивного двигуна, вісь якого не проходить через центр мас КЛА. Керівний момент залежить від швидкості витікання і масової витрати робочого тіла, а також від розміру плеча, на яке прикладено силу тяги двигуна [6, 10, 13].

Задане положення апарата визначається у певній системі координат, напрямком осей якої у просторі заздалегідь відомий. Така система координат називається базовою системою відліку, її осі повинні задаватися на борту КЛА за допомогою спеціальних пристроїв та приладів. Для складання рівнянь руху центра мас КЛА використовується другий закон Ньютона:

$$m \cdot \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{K}{r^2} \cdot \frac{\mathbf{r}}{r} + \mathbf{F}, \quad (1)$$

де K — гравітаційний параметр Землі, $\mathbf{r}$ — радіус-вектор центра мас КЛА, $\mathbf{F}$ — сума зовнішніх сил.

Наша робота присвячена розв'язуванню задачі оптимального по витраті палива демпфування раптових відхилень кутових швидкостей одного класу КЛА, тобто усування раптових початкових відхилень кутових швидкостей від їхніх нульових значень (задача 3). Актуальність такої постановки задачі очевидна, через те що КЛА мають обмежений запас палива [4—6].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Відомо, що динаміка КЛА відповідає рівнянням обертання твердого тіла навколо центра мас, тобто рівняння обертального руху КЛА описуються отриманими з (1) динамічними рівняннями Ейлера [5, 6]:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z &= \sum M_x, \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z &= \sum M_y, \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y &= \sum M_z. \end{aligned} \quad (2)$$

де I_x, I_y, I_z — головні центральні моменти інерції КЛА в головних пов'язаних осях, ω_i і $\sum M_i$ ($i = x, y, z$) — проєкції кутових швидкостей обертання КЛА і діючих на нього моментів на осі головної

пов'язаної системи координат, ψ, ϕ, θ — кути Ейлера (відповідно рискання, тангажу, крену), визначені відносно пов'язаної системи координат, $\sum M_i = M_i + M_{i3}$ ($i = x, y, z$) — суми проєкцій керівних моментів M_i і моментів збурень M_{i3} . Наведені системи рівнянь достатні для опису кутових рухів КЛА, якщо впливом внутрішніх моментів, що діють на нього, можна знехтувати [4–6, 10, 13, 16].

Зробимо такі припущення для розв'язування зазначених вище задач кутової орієнтації і стабілізації кутового положення КЛА [4]:

- КЛА симетричний відносно осі Ox ($I_z = I_y = I$, $M_y = M_z = M$) (рис. 1);
- моментами збурень M_{i3} порівняно з керівними моментами можна знехтувати $M_{i3} = 0$ ($i = x, y, z$);
- кутова швидкість обертання КЛА навколо осі симетрії Ox стала ($\omega_x(t) = \omega_{x0} = \text{const}$);

Слід зауважити, що вказані вище припущення можуть бути зумовлені створенням на КЛА штучної гравітації.

Керівні моменти M_i ($i = x, y, z$) створюються трьома реактивними двигунами, укріпленими на КЛА так, як це показано на рис. 1. При цьому необхідно ввести запізнювання θ в контурі керування, пов'язане із запізнілою реакцією реактивного двигуна на командний імпульс (рис. 2). З достатнім ступенем точності наведена на рис. 2 залежність можна апроксимувати елементом с чистим часовим запізнюванням θ . Неврахування запізнювання θ може призвести до виникнення в системі стабілізації небажаних ефектів, зокрема незатухаючих автоколивань.

Введемо в розгляд такі позначення:

$$x_1 = \omega_y, \quad x_2 = \omega_z, \quad a = \omega_{x0}(I - I_x) / I, \\ \beta = M / I, \quad u_1 = M_y / M, \quad u_2 = M_z / M. \quad (3)$$

З урахуванням (3) система (2) набуде вигляду

$$dx_1(t) / dt = ax_1(t) + \beta u_1(t - \theta), \quad (4)$$

$$dx_2(t) / dt = -ax_2(t) + \beta u_2(t - \theta), \quad (5)$$

Приймемо такі крайові умови:

$$x_1(0) = x_{10}, \quad x_2(0) = x_{20}, \quad x_1(T) = x_2(T) = 0, \quad (6)$$

де T — часовий інтервал процесу стабілізації.

Нарешті, як це прийнято в багатьох роботах з оптимального керування, будемо для зручності

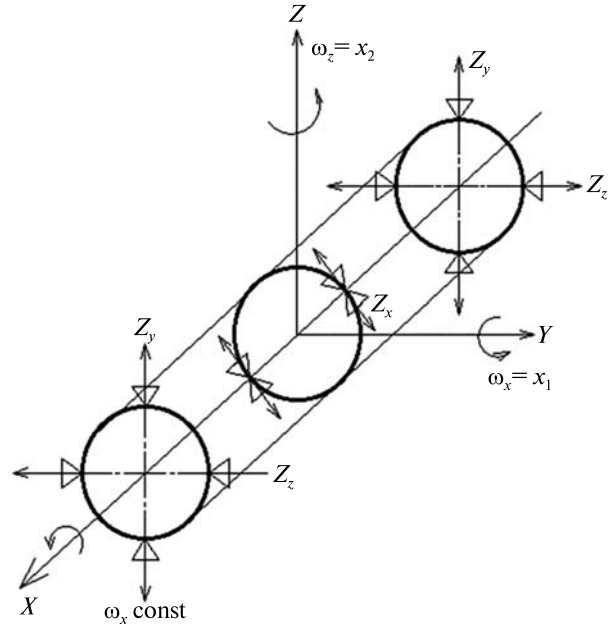


Рис. 1. Розташування реактивних двигунів на симетричному відносно осі Ox КЛА

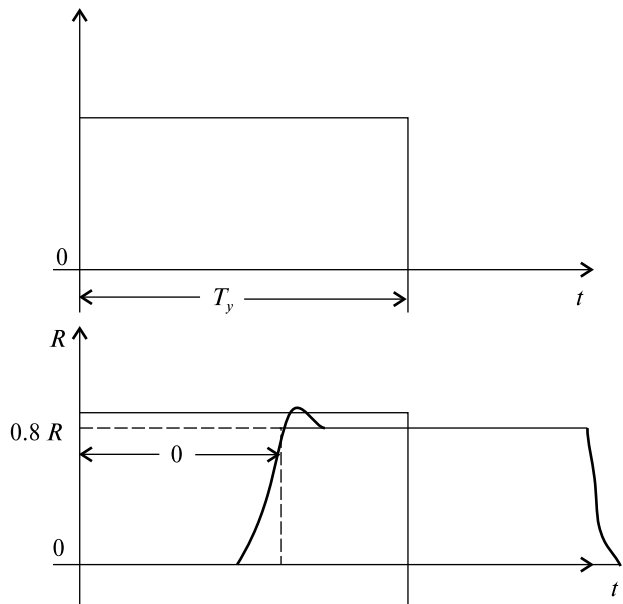


Рис. 2. Реакція реактивних двигунів

аналізу отриманих результатів розглядати нормовані керування

$$|u_1(t)| \leq 1, \quad u_2(t) \leq 1, \quad (7)$$

При цьому керування на відрізку часу $-\theta \leq t < 0$ приймемо рівними нулю, що цілком очевидно для розглянутого класу КЛА.

Таким чином, задача оптимального по витраті палива демпфування раптових відхилень кутових швидкостей КЛА полягає у визначенні з допустимої області (7) керівних впливів $u_1(t)$ і $u_2(t)$ і граничних умов (6), що забезпечують перехід системи (4), (5) на інтервалі часу стабілізації $0 \leq t \leq T$ з довільного початкового стану x_1^0, x_2^0 в заданий кінцевий стан $x_1(T) = x_2(T) = 0$ і мінімізують комбінований функціонал якості I_k виду

$$I_k = \int_{t_0}^T \left[k + \sum_{i=1}^2 |u_i(t)| \right] dt, \quad (8)$$

де $0 \leq k \leq \infty$, величина T не фіксована.

Поставлена в такому формулюванні задача оптимального демпфування має неоднозначний розв'язок на відрізку часу $T - \theta \leq t \leq T$, бо кінцевий стан КЛА при $t = T$ не залежить від значень керувань на цьому інтервалі. Якщо зажадати, щоб КЛА як завгодно довго залишався в заданому кінцевому стані $x_1(T) = x_2(T) = 0$, то тим самим однозначно визначаються керування:

$$u_1(t) = u_2(t) = 0, \quad T - \theta \leq t \leq T. \quad (9)$$

Вибір функціоналу (8) має наукову привабливість в тому сенсі, що при $k = 0$ маємо задачу чистої витрати палива, а при $k \rightarrow \infty$ маємо задачу максимальної швидкодії.

Слід зауважити, що у випадку чистої витрати палива, коли $k = 0$ у функціоналі (8), умовою існування оптимального керування є умова $T > T_{\min}$, де $T_{\min}$ — час демпфування раптових відхилень кутових швидкостей в системі, оптимальної за швидкістю, тобто коли $k \rightarrow \infty$ у функціоналі (8).

Для розв'язування сформульованої вище задачі використовуємо математичний апарат принципу максимуму (у нашому випадку принципу мінімуму) [4, 9, 11, 17, 18] і метод фазового простору (в нашому випадку фазової площини) [7, 8, 10].

РОЗВ'ЯЗАННЯ ЗАДАЧІ

Припустимо спочатку, що запізнювання в контурі керування КЛА немає, тобто $\theta = 0$. Тоді згідно з принципом мінімуму [11] гамільтоніан даної задачі має вигляд

$$H = k + \beta |u_1| + \beta |u_2| + \psi_1(\alpha x_1 + \beta u_1) + \psi_2(-\alpha x_2 + \beta u_2), \quad (10)$$

де $\psi_1(t), \psi_2(t)$ — пов'язані змінні, які визначаються розв'язком пов'язаної з рівняннями (4), (5) системи сполучених рівнянь.

З аналізу гамільтоніана (10) випливає, що керування, які його мінімізують, задовольняють такі умови:

$$u_i(t) = 0, \quad \text{якщо } |\psi_i(t)| < 1, \quad (11)$$

$$u_i(t) = -\text{sign} \psi_i(t), \quad \text{якщо } |\psi_i(t)| > 1, \quad (12)$$

$$0 \leq u_i(t) \leq 1, \quad \text{якщо } |\psi_i(t)| = -1, \quad (13)$$

$$-1 \leq u_i(t) \leq 0, \quad \text{якщо } |\psi_i(t)| = 1. \quad (14)$$

Використовуючи дані робіт [4, 10, 11], легко показати, що дана задача не вироджена, тому умови (13) і (14) з розгляду виключаються. Легко переконатися, що оптимальними є такі послідовності керувань $u_1(t), u_2(t)$ з (11), (12):

$$\dots -1, -1 \rightarrow -1, 0 \rightarrow -1, 1 \rightarrow 0, 1 \rightarrow -1, \\ 1 \rightarrow 0, 1 \rightarrow 1, 1 \rightarrow 1, 0 \rightarrow \dots \quad (15)$$

Слід зауважити, що в роботах [10, 13, 16] визначалась структура оптимальних по витраті палива процесів з трьома рівнями керування, причому, як в нашому випадку, при наявності комплексних коренів кількість перемикачів залежить від початкових умов. Вводячи зворотний час $z = T - t$, інтегруємо систему при $u_1 = \pm 1, u_2 = \pm 1$ і, виключаючи в отриманих розв'язках z , отримуємо на фазовій площині $(\alpha x_1, \alpha x_2)$ кола, які описуються рівняннями виду

$$[\alpha x_1 - (2i - 1)\beta u_2]^2 + (\alpha x_2 + \beta u_1)^2 = 2\beta^2, \quad (16)$$

$$(\alpha x_1 - \beta u_2)^2 + [(\alpha x_2 + (2i - 1)\beta u_1)]^2 = 2\beta^2, \quad (17)$$

$$u_1 = -u_2 = \pm 1,$$

де значення керувань $u_1(t), u_2(t)$ відповідають послідовності (15).

Дуги кіл (16), (17), які примикають до відповідних осей фазової площини $(\alpha x_1, \alpha x_2)$, утворюють оптимальні криві перемикачів системи (4),

(5), оптимальної за швидкодією. На рис. 3 вони позначені як $\dots L_3 K_3 O K_1 L_1 \dots, \dots L_4 K_4 O K_2 L_2 \dots$ і відповідають в функціоналі (8). Область відключення одного з керувань в послідовності (15) можна знайти як геометричне місце точок відображення оптимальних за швидкодією кривих перемикання фазовими траєкторіями системи (4), (5) при керуваннях, показаних на рис. 3. Опускаючи проміжні математичні викладки, оптимальні криві відключення одного з керувань у послідовності (15) в системі координат $(\tilde{x}_1, \tilde{x}_2)$ можна отримати із співвідношень

$$\begin{aligned}\tilde{x}_1 &= \alpha x_1 \cos \phi + \alpha x_2 \sin \phi, \\ \tilde{x}_2 &= \alpha x_2 \cos \phi - \alpha x_1 \sin \phi, \\ \phi &= \arctg \beta / (k + \beta).\end{aligned}$$

Тобто, вони описуються як дуги кіл

$$(\tilde{x}_2 + a_j^i u_j^i)^2 + (\tilde{x}_1 + b_j^i u_j^i)^2 = (R_j^i)^2,$$

де a_j^i, b_j^i, R_j^i — коефіцієнти, які залежатимуть від номера i квадранта ($i = 1, \dots, 4$) і номера j дуги кола ($j = 1, 2, \dots$). На рис. 3 криві відключення одного з керувань позначені як $OQ_i^i K_i^i L_i^i \dots$ ($i = 1, 2, 3, 4$). Тут же наведені значення оптимальних керувань для кожної з областей фазової площини $(\alpha x_1, \alpha x_2)$. Вибір значення коефіцієнта k у функціоналі (8) здійснюється відповідно до практичних вимог до витрати палива і часу стабілізації.

На рис. 3 приведено також оптимальну фазову траєкторію, що має форму спіралі, яка закручується з точки $A(\alpha x_{20}, \alpha x_{10})$ до початку координат і складається з дуг кіл з центром і радіусом, певні значення яких визначаються значеннями оптимальних керувань для областей фазової площини, в якій лежить поточна точка стану КЛА. Як вже зазначалося вище, неврахування запізнювання θ може призвести до виникнення в системі стабілізації небажаних ефектів. Зокрема, на рис. 4 показано механізм виникнення незатухаючих автоколиваний отриманого оптимального алгоритму демпфування раптових відхилень кутових швидкостей КЛА без урахування часу запізнювання θ в контурі керування.

Для компенсації запізнювання використовуємо метод Бесса [12], геометрична інтерпретація якого представлена на рис. 5.

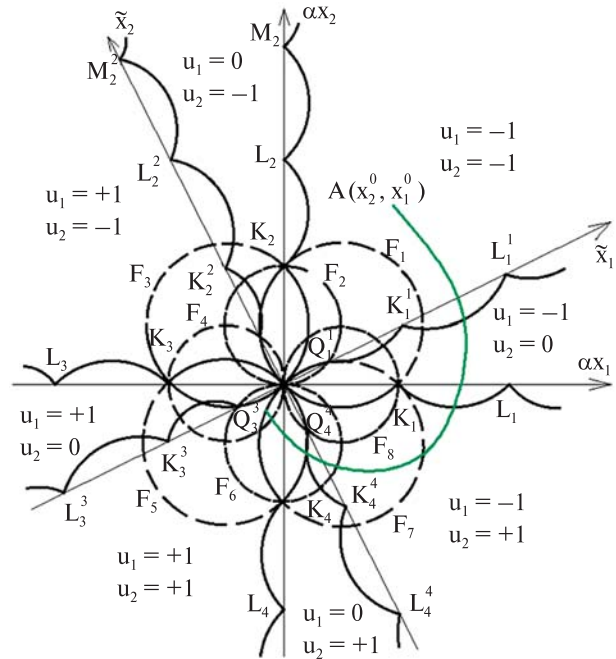


Рис. 3. Фазовий портрет некомпенсованої оптимальної системи

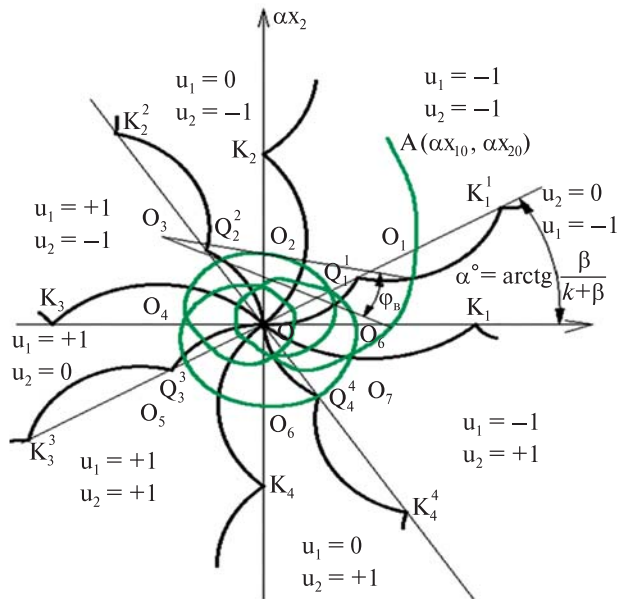


Рис. 4. Сталій режим автоколиваний в оптимальній системі

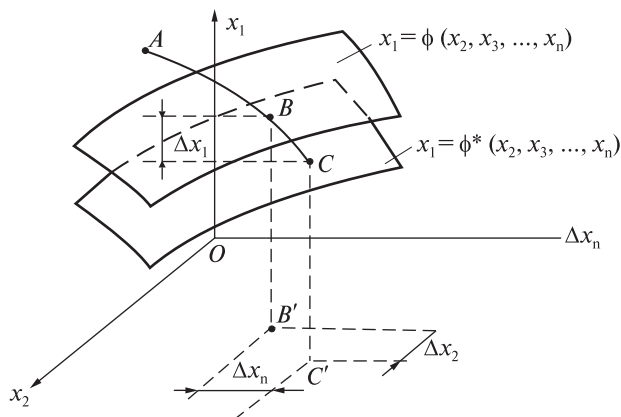


Рис. 5. Геометрична інтерпретація методу Бесса

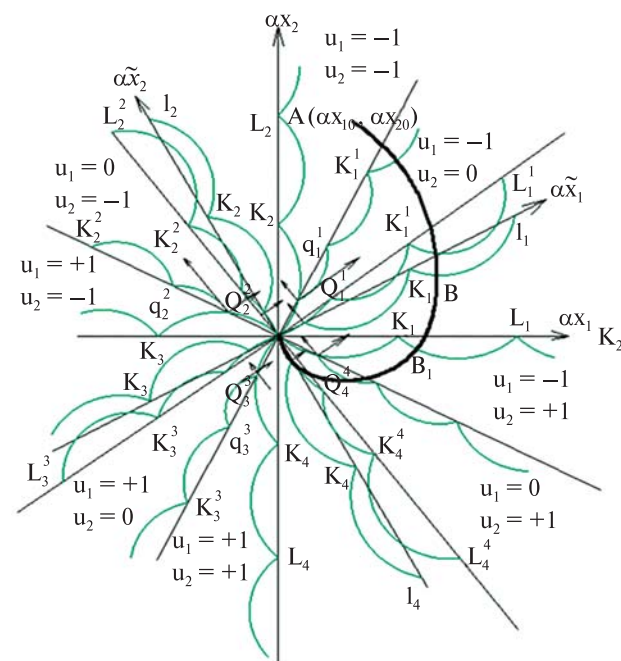


Рис. 6. Фазовий портрет компенсованої оптимальної системи керування кутовою швидкістю

Нехай поверхня перемикання при відсутності запізнювання відома і має вигляд

$$\Phi(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, \quad \bar{x} \in X^n.$$

або, якщо функція Φ вирішувана відносно будь-якого аргументу, наприклад x_1 , це запишеться як

$$x_1 + \phi(x_2, x_3, \dots, x_n) = 0, \quad \bar{x} \in X^n. \quad (18)$$

Поверхня перемикання (18) і деяка оптимальна траєкторія ABC вимушеного руху системи показані на рис. 5, де B — точка, що лежить на поверхні, віддаленій від поверхні (18) на час запізнювання θ . Якщо функція Φ вирішувана відносно x_1 , то рівняння цієї оптимальної поверхні перемикання компенсованої системи має вигляд

$$x_1 + \phi^*(x_2, x_3, \dots, x_n) = 0, \quad \bar{x} \in X^n, \quad (19)$$

або

$$\Phi^*(x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, \quad \bar{x} \in X^n.$$

Позначимо відстань між проєкціями точок B і C на осях $Ox_1, \dots, Ox_n$ через $\Delta_{x_i} \dots \Delta_{x_n}$ відповідно. Очевидно, що $\Delta_{x_i} (i=1, n)$ є функціями часу запізнювання θ , а величини $x_i = x_i + \Delta_{x_i} (i=1, n)$ — поточні значення координат, що представляють значення координат системи через час запізнювання θ .

З геометричних міркувань (19) можна записати у вигляді

$$x_1 + \phi^*(x_2, \dots, x_n, \theta) = \Delta_{x_1} - \phi(x_2 + \Delta_{x_2}, \dots, x_n + \Delta_{x_n}), \quad (20)$$

або

$$\Phi^*(x_1, \dots, x_n) = \Phi(x_1 + \Delta_{x_1}, \dots, x_n + \Delta_{x_n}). \quad (21)$$

Рівняння (20) є загальним рівнянням для визначення функції Φ^* по заданій функції Φ . Для цього, згідно з методом Бесса, досить визначити величини $\Delta_{x_i}(\theta) (i=1, n)$, а потім підставити майбутні значення координат системи $x_i + \Delta_{x_i}$ у рівняння поверхні перемикання системи без запізнювання.

Застосування методу Бесса в нашому випадку відповідає повороту кривих $K_1 L_1 \dots i O Q_i^i K_i^i L_i^i \dots (i=1, 2, 3, 4)$ навколо центрів початкових кіл $O_1 \dots O_8$ (рис. 3) на кут $\gamma = \theta\alpha$. Отримані в результаті зазначеного перетворення оптимальні криві перемикання компенсованої оптимальної системи стабілізації $O p_i q_i k_i^i \dots i O d_i k_i^i l_i^i \dots (i=1, 2, 3, 4)$ розбивають площину $(\alpha\tilde{x}_1, \alpha\tilde{x}_2)$ на вісім криволінійних квадрантів, значення оптимальних керувань в яких відповідають наведеним на рис. 6.

Тут же наведено оптимальну фазову траєкторію з початкової точки A, побудовану з урахуванням умови (9), щоб КЛА після закінчення

процесу оптимального демпфування як завгодно довго залишався в заданому кінцевому положенні $x_1(T) = x_2(T) = 0$. Це досягається в системі демпфування раптових відхилень кутових швидкостей побудовою кривих відключення одразу двох керувань у момент часу $T - \theta$.

Криві відключення на фазовій площині $(\alpha x_1, \alpha x_2)$ знайдені як геометричне місце точок, що переводяться в початок координат за час θ . Ці криві по суті є не чим іншим, як мінімальною ізохроною. Оскільки в компенсованій системі останнім виявиться рух по першій дузі, яка примикає до початку координат оптимальної системи без запізнювання (рис. 3), то в залежності від того, буде час запізнювання θ меншим (рівним) від часу руху по першій дузі (випадок 1) чи більшим (випадок 2), будуть отримані дві ізохрони відключення, які наведені на рис. 7 і 8 відповідно.

Таким чином, застосування отриманих кривих перемикання і відключення дозволяє однозначно визначати значення оптимальних керувань в залежності від поточного стану КЛА, яке відображається відповідною точкою на фазовій площині.

ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ

Фактично алгоритм оптимального демпфування раптових відхилень кутових швидкостей КЛА визначається знаходженням точки (x_1, x_2) , де x_1 і x_2 — поточні значення кутових швидкостей КЛА, на фазовій площині $(\alpha x_1, \alpha x_2)$ відносно областей, визначених отриманими оптимальними кривими перемикання і відключення.

В залежності від технічного оснащення КЛА пропонуються два варіанти реалізації алгоритму оптимальної стабілізації:

1. Автономний пристрій у бортовій системі керування КЛА при відсутності досить потужного бортового обчислювача (рис. 9).

2. Оптимальний алгоритм демпфування раптових відхилень кутових швидкостей, реалізований повністю в бортовому обчислювачі КЛА при достатній для цього потужності.

У першому варіанті в автономному пристрої для реалізації оптимального алгоритму демпфування раптових відхилень кутових швидкостей

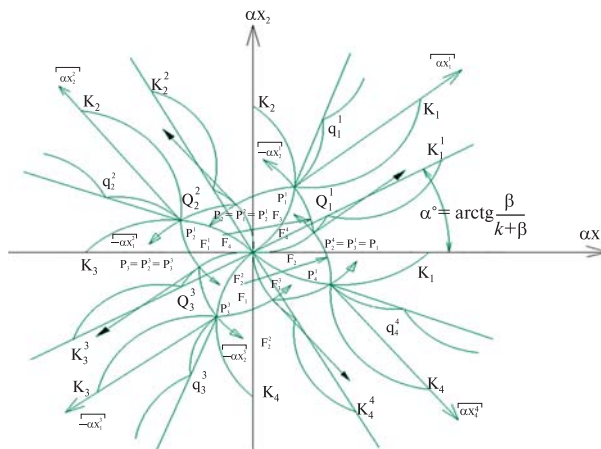


Рис. 7. Ізохрона відключення (випадок 1)

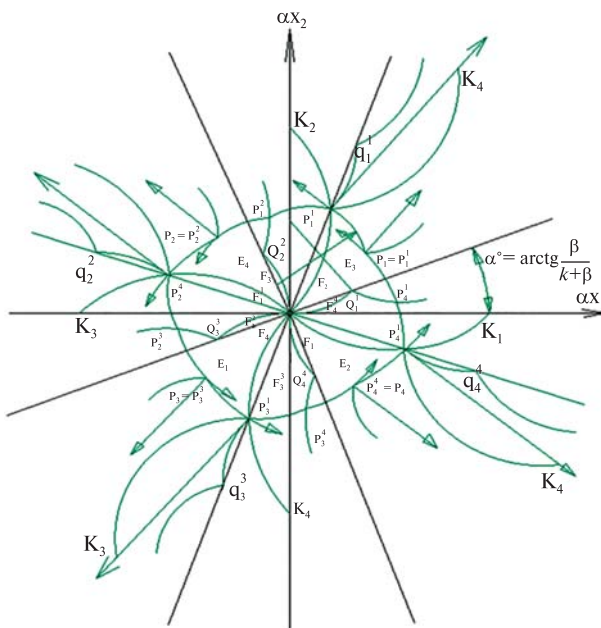


Рис. 8. Ізохрона відключення (випадок 2)

КЛА пропонується використовувати метод прогнозування на основі аналогових швидкодіючих моделей динаміки об'єктів керування (в нашому випадку КЛА), що працюють у зворотному прискореному масштабі часу [15, 18]. Даний метод передбачає конструювання швидкодіючих регуляторів на основі аналізу перетину траєкторії руху точки, яка відображає поточний стан

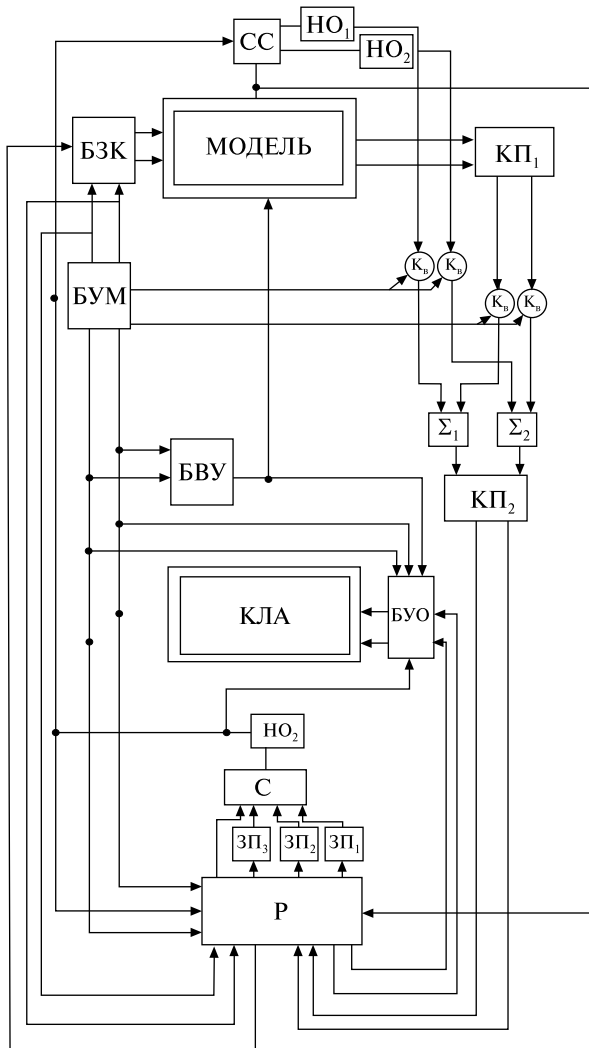


Рис. 9. Блок-схема оптимального керівного пристрою

об'єкта керування у фазовому просторі, з оптимальними поверхнями перемикавання.

Пропонований автономний пристрій демпфування раптових відхилень кутових швидкостей працює в автоматичному режимі наступним чином.

Швидкодіюча модель в залежності від положення точки поточного стану КЛА на фазовій площині $(\alpha x_1, \alpha x_2)$ за сигналами з блоку керування моделлю БКМ, розподільника Р, блоку змінних коефіцієнтів БЗК будує відповідні дуги кіл або безпосередньо в координатах $(\alpha x_1, \alpha x_2)$ при відкритих ключах K_1, K_2 , або через координат-

ний перетворювач КП в координатах, $\tilde{x}_2$) при відкритих ключах K_3, K_4 . Постійне відтворення цих дуг забезпечується нуль-органами HO_1, HO_2 і схемою скидання СС кінцевих координат для встановлення відповідних початкових умов. При цьому вибір відповідних дуг кіл здійснюється за допомогою запам'ятовувальних пристроїв ЗП_і і суматора С. Якщо сигнал з суматора С дорівнює нулеві, що свідчить про збіг поточних значень кутових швидкостей КЛА і координат оптимальної кривої перемикавання, то нуль-орган HO_3 дає сигнал на БУМ для визначення оптимальних значень керувань $u_1(t)$ і $u_2(t)$. Одночасно цей же сигнал надходить у блоки Р і БЗК, які обирають відповідним чином коефіцієнти для відтворення потрібних дуг кіл. Далі повторно реалізується зазначений вище процес до наступного збігу координат точки поточного стану КЛА і координат відповідної оптимальної кривої перемикавання. Виконання умови (9) забезпечується блоком відключення керувань БВК.

У другому варіанті оптимальний алгоритм демпфування раптових відхилень кутових швидкостей КЛА реалізується відповідною програмою з відтворенням на моніторі повного фазового портрета компенсованої оптимальної системи. В цьому варіанті можлива реалізація оптимального програмного оптимального демпфування раптових відхилень кутових швидкостей в автоматичному режимі при виконанні умови (9) і вимоги до тривалості процесу стабілізації, яка повинна бути більшою за тривалість оптимального процесу демпфування раптових відхилень кутових швидкостей в задачі максимальної швидкодії, тобто при $k \rightarrow \infty$ у функціоналі (8). Крім того, на відміну від першого варіанту при необхідності в цьому варіанті можливе також ручне керування з використанням повного фазового портрета компенсованої оптимальної системи на екрані монітора.

ВИСНОВКИ

На основі принципу максимуму і методу фазової площини розв'язано задачу синтезу оптимального по витраті палива закону демпфування кутових швидкостей КЛА. Проблему наявності запізнювання в контурі керування пропонується

розв'язувати на основі методу компенсації Бесса [12]. Для цього в роботі отримано оптимальні криві перемикання і відключення керувань у компенсованій оптимальній системі демпфування раптових відхилень кутових швидкостей КЛА. Залежно від технічного оснащення КЛА пропонуються два варіанти реалізації алгоритму оптимального демпфування, а саме:

— автономний пристрій у бортовій системі керування КЛА при відсутності достатньо потужного бортового обчислювача;

— оптимальний алгоритм демпфування, реалізований повністю у бортовому обчислювачі КЛА при достатній для цього потужності.

Отримані криві перемикання і використання прогнозних моделей, які працюють періодично у зворотному прискореному масштабі часу, можуть служити основою і для розв'язування задачі оптимальної орієнтації (задача 2). Для цього необхідно до системи рівнянь (2) додати рівняння кутового положення КЛА, які пов'язують кутові швидкості з кутами Ейлера.

ЛІТЕРАТУРА

1. Анучин О. Н., Комарова И. Э., Порфирьев Л. Ф. *Бортовые системы навигации и ориентации искусственных спутников Земли*. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. 326 с.
2. Бровкин А. Г., Бурдыгов Б. Г., Гордийко С. В. и др. *Бортовые системы управления космическими аппаратами*. Под ред. А. С. Сырова. Москва: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 304 с.
3. Зеленський К. Х., Ігнатенко В. М., Стенін О. А. Структурна властивість оптимальних за витратами палива процесів управління в динамічних системах. *Адаптивні системи автомат. упр.* 2017. № 2 (31). С. 12—16.
4. Игнатенко Н. М., Кобелев Н. С., Громков А. С. *Тенденции развития корректирующих ракетных двигателей космических аппаратов*. Фундаментальные и прикладные исследования в области высоких космических технологий России и зарубежных стран. Под ред. С. Н. Фролов. Курск, 2015. С. 34—46.
5. Кравчук С. В., Шатский М. А., Коваль А. Ю. Принципы построения системы управления движением космического аппарата. *Космическая техника и технология*. 2010. № 38. С. 1—5.
6. Кулик А. С., Лученко О. А., Гавриленко О. И. Решение задачи прецизионной ориентации космического летательного аппарата. *Радиоэлектроника, информатика, управление*. Запорожье, 2005. С. 69—78.
7. Ловчаков В. И., Соловьев В. Э., Дорохов Ю. Ю. Модифицированный метод фазового пространства в решении задач быстрогодействия. *Изв. ТулГУ. Сер. Техн. науки*. 2013. Вып. 2. С. 217—224.
8. Пикина Г. А., Кочаровский Д. Н. Исследование системы с прогностическим алгоритмом максимального быстрогодействия. *Теплоэнергетика*. 2006. № 10. С. 49—52.
9. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. *Математическая теория оптимальных процессов*. 4-е изд. Москва: Наука, 1989. 392 с.
10. Стенін А. А., Бурлаков В. М., Страхова Н. В. Оптимальное по расходу топлива управление угловым положением космического летательного аппарата. *Пробл. упр. и информ.* 1996. № 5. С. 109—118.
11. Athans M., Falb P. L. *Optimal Control: An Introduction to the Theory and Its Applications*. Courier Corporation, 2006. 879 p.
12. Bass R. W. Improved on-off Missile Stabilization. *Jet Propulsion*. 1956. **26**. P. 415—417.
13. Beard R. W., Hadaegh F. Y. Fuel Optimization for Unconstrained Rotation of Spacecraft Formations. *J. Astronautical Sci.* **47**(3). DOI: 10.1007/BF03546203.
14. Fagerholt K., Laporte G., Norstad I. Reducing fuel emissions by optimizing speed on shipping routes. *J. Oper. Res. Soc. Jap.* 2010. **61**, № 3. P. 523—529.
15. Gulko F. B., Kogan B. Y., Lerner A. Y., Mikhailov N. N., Novoseltseva Z. A. Predictive control methods using high speed analog computers and its applications. *Automat. and Telemekhanika*. 1964. **25**. P. 896—908.
16. Kim J.-G., Kim H.-J., Lee P. T.-W. Optimizing ship speed to minimize fuel consumption. *Transportation Letter*. 2014. **6**, № 3. P. 109—117.
17. Kostyuk V. I., Stenin A. A., Ignatenko V. N. Optimal fuel control of systems with delay. *System Sci. Poland*. 1977. **3**, № 2. P. 159—169.
18. Mikhalyov A. I., Stenin A. A., Ignatenko V. N., Soldatova M. A., Stenin A. S. Synthesis of optimal consumption fuels one class of linear nonstationary systems (the method of predicted control). System technologies. *Regional interuniversity collection*. 2018. № 6 (119). P. 64—72.
19. Polyak B., Shably L. Minimum fuel-consumption stabilization of a spacecraft at the Lagrangian points. *Automat. and Remote Contr.* 2019. **80**(12). P. 2217—2228.

Стаття надійшла до редакції 11.08.2020

REFERENCES

1. Anuchin O. N., Komarova I. E., Porfiriev L. F. (2004). *Onboard navigation and orientation systems of artificial earth satellites*. Saint Petersburg: Central research Institute «Electropribor».
2. Brovkin A. G., Burdygov B. G., Gordiyko S. V., et al. (2010). *Onboard control systems for space vehicles*: Textbook. Moscow: MAI-PRINT Publishing house.
3. Zelenskiy K. H., Ignatenko V. M., Stenin O. A. (2017). Structural power of optimal vitrate control processes in dynamic systems. *Adaptive automatic control systems*, № 2 (31), 12—16.
4. Ignatenko N. M., Kobelev N. S., Gromkov A. S. (2015). *Trends in the development of correcting rocket engines of spacecraft*. Fundamental and applied research in the field of high space technologies of Russia and foreign countries. Eds S. N. Frolov et al. Kursk, 34—46.
5. Kravchuk S. V., Shatsky M. A., Koval A. Yu. (2010). Principles of construction of the spacecraft motion control system. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, № 38, 1—5.
6. Kulik A. S., Luchenko O. A., Gavrilenko O. I. (2005). Solution of the problem of precession orientation of a space aircraft. *Radio electronics, computer science, control*. Zaporozhye, 69—78.
7. Lovchakov V. I., Solovyov V. E., Yu. Yu. (2013). Dorokhov Modified method of phase space in solving speed problems. *Izvestiya of Tula state University, series Technical Sci.*, 2, 217—224.
8. Pikina G. A., Kocharovskiy D. N. (2006). Investigation of a system with a predictive algorithm of maximum speed. *Teploenergetika*, № 10, 49—52.
9. Pontryagin L. S., Boltyansky V. G., Gamkrelidze R. V., Mishchenko E. F. (1989). *Mathematical theory of optimal processes*: 4th edition. Moscow: Nauka.
10. Stenin A. A., Burlakov V. M., Strakhova N. V. (1996). Optimal fuel consumption control of the angular position of the spacecraft. *Probl. management and Inform.*, № 5, 109—118.
11. Athans M., Peter L. *Falb Optimal Control: An Introduction to the Theory and Its Applications*. Courier Corporation, 2006.
12. Bass R. W. (1956). Improved on-off Missile Stabilization. *Jet Propulsion*, 26, 415—417.
13. Beard R. W., Hadaegh F. Y. Fuel Optimization for Unconstrained Rotation of Spacecraft Formations. *J. Astronautical Sci.*, 47(3). DOI: 10.1007/BF03546203
14. Fagerholt K., Laporte G., Norstad I. (2010). Reducing fuel emissions by optimizing speed on shipping routes. *J. Operational Res. Soc.*, 61, № 3, 523—529.
15. Gulko F. B., Kogan B. Y., Lerner A. Y., Mikhailov N. N., Novoseltseva Z. A. (1964). Predictive control methods using high speed analog computers and its applications. *Automatica and Telemekhanika*, 25, 896—908.
16. Kim J.-G., Kim H.-J., Lee P. T.-W. (2014). Optimizing ship speed to minimize fuel consumption. *Transportation Letters*, 6 (3), 109—117.
17. Kostyuk V. I., Stenin A. A., Ignatenko V. N. (1977). Optimal fuel control of systems with delay. *System Sci.*, 3 (2), 159—169.
18. Mikhalyov A. I., Stenin A. A., Ignatenko V. N., Soldatova M. A., Stenin A. S. (2018). Synthesis of optimal consumption fuels one class of linear nonstationary systems (the method of predicted control). *System technologies. Regional interuniversity collection*, № 6 (119), 64—72.
19. Polyak B., Shably L. (2019). Minimum fuel-consumption stabilization of a spacecraft at the Lagrangian points. *Automat. and Remote Contr.*, 80(12), 2217—2228.

Received 11.08.2020

A. A. Stenin¹, Professor of the Department of Technical Cybernetics, Dr.Sci. in Tech.

E-mail: alexander.stenin@yandex.ua

V. P. Pasko¹, Associate Professor of Technical Cybernetics, Ph.D. in Tech.,

E-mail: vppasko@gmail.com

I. G. Drozdovych², Senior Researcher, Ph.D. in Tech.,

E-mail: irina.drozdowicz@gmail.com

M. O. Soldatova¹, Senior Lecturer, Department of Technical Cybernetics, Ph.D. in Tech.

E-mail: benten1093@gmail.com

¹ National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky”

37 Peremohy Ave., Kyiv, 03056 Ukraine

² Institute of Telecommunications and Global Information Space of the National Academy of Sciences of Ukraine

13 Chokolivsky Blvd, Kyiv, 03186 Ukraine

OPTIMAL DAMPING OF DEVIATIONS OF ANGULAR SPEEDS OF AN AXISYMMETRIC SPACE AIRCRAFT

This paper considers the problem of optimal fuel consumption damping of sudden deviations of angular velocities of an axisymmetric spacecraft with a constant speed of rotation around the main axis of symmetry. This assumption has some practical significance and may be due to the creation of artificial gravity on the spacecraft.

The idea of artificial gravity due to the rotation of an axisymmetric cylindrical spacecraft is based on the principle of equivalence of the force of gravity and the force of inertia. The urgency of the fuel consumption optimization problem is due to the presence of its limited stock onboard the spacecraft.

The optimization problem is solved based on the maximum principle and the phase plane method. The authors of the article determine the structure of optimal fuel consumption processes with three levels of control, and the number of their switches depends on the initial conditions.

Synthesized on the phase plane, the optimal switching curves divide the phase plane into eight curvilinear quadrants, which uniquely determine the values of the optimal control effects by the current values of the deviations of the angular velocities of the spacecraft. The problem of the possible presence of a delay in the control loop is proposed to be solved based on the Bess compensation method. To do this, the corresponding optimal curves of switching and disabling the controls are built as geometric locations of points removed for the time of delay from the found curves of switching and the beginning of coordinates accordingly. It allows us to avoid the emergence of steady self-oscillations in a control contour and to provide a condition of keeping the spacecraft in a given final state after the completion of the stabilization process. Depending on the technical equipment of the spacecraft, two variants of the optimal damping algorithm are offered, namely: an autonomous device in the onboard control system of the spacecraft in the absence of a sufficiently powerful onboard computer, or the optimal damping algorithm, implemented entirely in the onboard computer of the spacecraft in case of its sufficient power.

Keywords: axisymmetric spacecraft, angular stabilization of spacecraft, fuel consumption optimization, maximum principle, phase plane, optimal switching curves, Bess method, the predictive models.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.032>

УДК 629.764:[621.454:544.454.3]

О. Є. ЗОЛОТЬКО¹, доцент, канд. техн. наук

E-mail: alexaur61@gmail.com

О. В. ЗОЛОТЬКО¹, доцент, канд. техн. наук

О. В. СОСНОВСЬКА¹, співробітник

E-mail: arushsuzana@gmail.com

О. С. АКСЬОНОВ^{1,2}, аспірант, інженер

І. С. САВЧЕНКО¹, студентка

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

ДЕТОНАЦІЙНИЙ ДВИГУН ДЛЯ ВІДВЕДЕННЯ ВІДОКРЕМЛЕНОГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ З КОСМІЧНОЇ ОРБИТИ

Розглянуто можливі шляхи розв'язання проблеми зменшення засміченості космічних орбіт відокремленими ступенями ракет космічного призначення, серед яких: застосування гальмівної детонаційної двигунної установки; газифікація залишків палива та використання газореактивної системи для створення імпульсу гальмування; продовження роботи основної двигунної установки після розділення ступенів; використання гарпуна для захвату ступеня та паруса для подальшого його гальмування; використання антиракет чи бойових лазерів для руйнування ступеня на орбіті з подальшим спаленням фрагментів ступеня в атмосфері Землі. Для вибору оптимального способу вилучення з орбіти відпрацьованих верхніх ступенів ракет та розгінних блоків застосовано метод арифметичної прогресії, який має певні переваги порівняно з класичним методом аналізу ієрархій та вільний від притаманних цьому методу недоліків. Отримано ранжований ряд варіантів розв'язання проблеми за п'ятьма найбільш суттєвими критеріями ефективності та доведено його стійкість. Запропоновано нову принципову схему гальмівної детонаційної двигунної установки. Спалення залишків компонентів ракетного палива у детонаційному режимі дозволяє з максимально можливою ефективністю створювати імпульс тяги, необхідний для відведення відокремленого ступеня ракети з космічної орбіти. Проаналізовано характер залежності гальмівного імпульсу швидкості, швидкості входження відокремленого ступеня ракети-носія до атмосфери Землі, потрібного значення величини питомого імпульсу тяги гальмівної двигунної установки (на прикладі другого ступеня ракети-носія «Зеніт») від кута входження до атмосфери. Отримано нову аналітичну залежність, яка пов'язує величину тяги та питомого імпульсу тяги детонаційного двигуна з визначальними параметрами процесу детонації. Проведено обчислювальний експеримент та здійснено порівняння отриманих результатів з результатами розрахунку питомого імпульсу тяги за допомогою нової формули для паливних композицій на основі кисню, а також з відомими експериментальними даними та даними чисельного моделювання інших дослідників. Використання результатів дослідження дозволяє здійснювати оперативну оцінку проєктних параметрів детонаційного двигуна на етапі розгляду технічних пропозицій.

Ключові слова: способи вилучення з орбіти відокремлених ступенів ракети; гальмівна детонаційна двигунна установка; принципова схема детонаційного двигуна; метод арифметичної прогресії; питомий імпульс тяги детонаційного двигуна.

Цитування: Золотько О. Є., Золотько О. В., Сосновська О. В., Аксьонов О. С., Савченко І. С. Детонаційний двигун для відведення відокремленого ступеня ракети з космічної орбіти. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 4 (131). С. 32—41. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.032>

ВСТУП

Міжнародні норми права у сфері використання космічного простору декларують необхідність видалення з космічної орбіти відділеного ступеня ракети після виведення нею корисного навантаження на задану орбіту. Залишки рідких компонентів палива баках відокремленого ступеня підлягають пасивації.

Вибухові процеси руйнування баків є джерелом утворення значної частини космічного сміття (до 47 %). Основна причина вибухових руйнувань баків — це перегрівання залишків палива (більш ніж 45 % випадків). Якщо у 1987 р. загальна кількість залишених на орбітах верхніх (других і третіх) ступенів ракет та розгінних блоків становила близько 1000 об'єктів, то у наступні 30 років вона подвоїлась. За підрахунками NASA за станом на серпень 2007 р. було зафіксовано 194 випадки вибухового руйнування об'єктів космічного призначення.

Відомі кілька десятків способів боротьби з космічним сміттям. Вони поділяються на дві великі групи: запобігання їхньому утворенню та ліквідація вже наявних об'єктів. Слід зауважити, що швидкість зростання кількості новоутворених об'єктів космічного сміття значно випереджає темпи їхнього знешкодження усіма відомими способами.

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Серед основних способів, які можна застосовувати для зменшення кількості відпрацьованих верхніх ступенів ракет та розгінних блоків, можна виділити такі.

1. *Застосування детонаційної двигунної установки (інноваційний спосіб)* дозволяє з високою точністю створювати гальмівний імпульс тяги за рахунок повної утилізації залишків компонентів палива у баках ступенів ракет. При цьому за величиною питомого імпульсу тяги детонаційна двигунна установка (ДДУ) не поступається маршовому рідинному ракетному двигуну.

2. *Газифікація залишків палива у баках ступеня ракети.* При застосуванні системи газифікації залишків компонентів ракетного палива (КРП) виникає необхідність підбору типу газогенерувальної суміші залежно від фізико-хімічних

властивостей компонента палива. Використання додаткових пристроїв та хімічних речовин значно збільшує вагу конструкції. До того ж при скиданні газифікованих залишків КРП через газореактивну систему гальмування ступеня неможливо забезпечити прийнятне значення величини гальмівного імпульсу тяги.

3. *Забезпечення роботи двигунної установки після розділення ступенів* до повного спорожнення баків. Залишки незабору компонентів з паливних баків визначаються виникненням явища кавітації на забірному пристрої або на вході до насосів турбонасосного агрегату.

4. *Використання гарпуна і паруса.* Розроблений та успішно випробуваний у 2018 р. британськими вченими зонд «*Remove DEBRIS*» виконує захват космічного об'єкта за допомогою гарпуна з подальшим відбуксуванням його до атмосфери Землі розкритим космічним парусом. Основним недоліком цього способу є необхідність виведення у космічний простір спеціального апарата з власною двигунною установкою, що збільшує ймовірність виникнення надзвичайних ситуацій на робочих орбітах.

5. *Використання протисупутникових ракет або лазерів* для подрібнення великих фрагментів космічного сміття, які пізніше можна спрямувати для їхнього спалення в атмосфері Землі. Лазери, які випромінюють в інфрачервоному діапазоні, встановлюють на супутниках. Керування ними здійснюється за командами із Землі. Слід зазначити, що кількість дрібних фрагментів важко контролювати, і вона може бути дуже значною. Тому такі фрагменти становлять значну небезпеку для діючих у космічному просторі об'єктів.

6. *Використання двигуна, який підключають до космічного об'єкта на Землі* (компанія *D-Orbit*). Розробники називають проєкт «системою зняття з експлуатації», тому що після закінчення корисного терміну дії космічного апарата він разом з підключеним заздалегідь двигуном буде спрямований до атмосфери та згорить у ній. Автоматичний додатковий двигун потребує наявності запасів власного палива та системи живлення.

7. *Використання дренажно-запобіжного клапана*, через який відбувається викидання залишків палива до космічного простору. Можна відзна-

чити низькі надійність та ефективність даного способу у зв'язку з можливістю заклинювання клапана при перекритті його прохідного перерізу конденсованими твердими частинками компонентів палива.

8. Використання спеціальних зовнішніх пристроїв для гальмування у атмосфері, робота яких заснована на різних фізичних явищах:

- стрічки з противагою (гальмування об'єкта відбувається за рахунок градієнта гравітації),
- провідного (електродинамічного) троса (у цьому випадку використовують магнітне поле Землі),
- атмосферного паруса, який є надувним баллоном або плівкою, натягнутою на телескопічних штангах (гальмування відбувається за рахунок аеродинамічного опору).

Застосування подібних гальмувальних пристроїв обмежено масою та геометричними розмірами об'єктів космічного простору, тобто їх неможливо ефективно використовувати для відведення відпрацьованих ступенів ракет з орбіт функціонування.

Для подальшого аналізу залишимо тільки такі способи відведення з орбіт ступенів та розгінних блоків, які за своїми характеристиками є найбільш ефективними. Тобто, останні три способи можна виключити з подальшого розгляду.

Отже, множина способів відведення ступенів ракети (варіантів) складається з таких елементів:

B_1 — використання детонаційної двигунної установки,

B_2 — газифікація палива,

B_3 — продовження роботи основної ДУ після розділення ступенів,

B_4 — використання гарпуна і паруса,

B_5 — підключення спеціального двигуна.

Відомий метод вибору найкращого з усіх можливих варіантів розв'язання науково-технічної задачі — метод аналітичної ієрархії, є одним з найбільш поширених [9]. Метод аналізу ієрархій (МАІ) враховує показники переваги критеріїв та показники переваги варіантів за окремими критеріями. Однак при практичному застосуванні МАІ шкали відносин, за якими здійснюється оцінка ступенів переваги варіантів за кожним з критеріїв, жодним чином не пов'язані між собою та з вагомістю критеріїв. У випадку повного порядку ранжування локальних критеріїв, тобто коли немає однакових за важливістю критеріїв, та має місце повний порядок ранжування варіантів за кожним критерієм, доцільним є використання методу арифметичної прогресії [7]. Перевагами цього методу є його простота та можливість з'ясування впливу найважливішого критерію порівняно з найменш важливим критерієм, на стійкість отриманого ранжованого ряду варіантів. До того ж метод арифметичної прогресії позбавлений основного недоліку, притаманного МАІ.

Для порівняння альтернативних способів відведення ступеня ракети та вибору найкращого з них застосуємо такі критеріальні показники:

K_1 — можливість використання залишків КРП для створення необхідного імпульсу гальмування,

K_2 — додаткова маса конструктивних елементів, необхідних для реалізації обраного способу,

K_3 — вартість,

K_4 — конструктивна досконалість,

K_5 — простота реалізації.

Таблиця 1. Місця критеріїв та місця варіантів за кожним з критеріїв у відповідних повністю ранжованих рядах

Критерії		Місця варіантів в ранжованих рядах варіантів за критеріями				
K_i	місце критерію в ряду критеріїв, i	варіант B_1	варіант B_2	варіант B_3	варіант B_4	варіант B_5
K_1	1	1	2	3	4	5
K_2	2	3	1	2	4	5
K_3	3	2	3	1	4	5
K_4	4	2	5	3	1	4
K_5	5	3	4	2	5	1

Результати ранжування критеріїв та варіантів за кожним з критеріїв наведено у табл. 1.

Розрахунок показників вагомості критеріїв α_i будемо проводити за формулою [6]:

$$\alpha_i = \frac{2[\gamma(n-1) - (i-1)(\gamma-1)]}{(\gamma-1)n(n-1)}, \quad (1)$$

де γ — коефіцієнт, який визначає рівень переваги показника вагомості найважливішого критерію порівняно з найменш важливим, приймаємо $\gamma = 3$, n — кількість критеріїв, i — номер критерію у повністю ранжованому ряду критеріїв.

Показник вагомості варіантів за кожним з критеріїв β_{vi} розраховується за співвідношенням

$$\beta_{vi} = \frac{2[\gamma i(m-1) - (vi-1)(\gamma i-1)]}{(\gamma i-1)m(m-1)}, \quad (2)$$

де γi — коефіцієнт, що визначає рівень переваги показника вагомості найважливішого варіанта порівняно з найменш важливим варіантом за i -м критерієм (приймаємо $\gamma i = 3$), m — кількість варіантів, vi — номер місця варіанта v у повному ранжованому ряду варіантів за i -м критерієм.

Узагальнений показник вагомості кожного з варіантів β_v визначається як

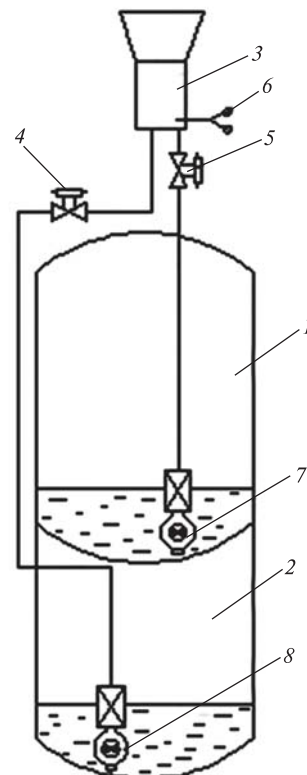
$$\beta_v = \sum_{i=1}^n \alpha_i \cdot \beta_{vi}. \quad (3)$$

Результати розрахунків за формулами (1)—(3) показано у табл. 2.

Аналіз даних табл. 2 дозволяє дійти висновку, що ранжований ряд варіантів за ступенем їхньої переваги має такий вигляд:

$$B_1 > B_3 > B_2 > B_4 > B_5. \quad (4)$$

Рис. 1. Принципова схема гальмівної детонаційної двигунної установки: 1 — бак окислювача, 2 — бак пального, 3 — камера детонаційного двигуна, 4 — ЕПК пального, 5 — ЕПК окислювача, 6 — пристрій ініціювання детонації, 7, 8 — газифікатори



Аналогічні дослідження, проведені при значеннях коефіцієнта $\gamma = 4$ та $\gamma = 5$, дають такий же результат, що доводить достатню стійкість ранжованого ряду варіантів (4).

Розглянемо детальніше спосіб видалення з орбіт ступенів ракет та розгінних блоків за допомогою детонаційної двигунної установки.

На рис. 1 представлено принципову схему детонаційної двигунної установки, призначеної для створення гальмівного імпульсу тяги. Подача газоподібних КРП з паливних баків окислювача 1 та пального 2 здійснюється під залишковим тиском газу наддуву. На вході до змішувальної головки камери двигуна 3 на лінії пального встановлено швидкодіючий електропневмоклат

Таблиця 2. Числові значення показників вагомості критеріїв та варіантів по критеріях $\gamma = 3$

Критерії		Значення показників вагомості варіантів за критеріями β_{vi}				
K_i	α_i	варіант B_1	варіант B_2	варіант B_3	варіант B_4	варіант B_5
K_1	0.3	0.3	0.25	0.2	0.15	0.1
K_2	0.25	0.2	0.3	0.25	0.15	0.1
K_3	0.2	0.25	0.2	0.3	0.15	0.1
K_4	0.15	0.25	0.1	0.2	0.3	0.15
K_5	0.1	0.2	0.15	0.25	0.1	0.3
	$\beta_v = \sum_{i=1}^n \alpha_i \cdot \beta_{vi}$	0.2475	0.22	0.2375	0.1675	0.1275

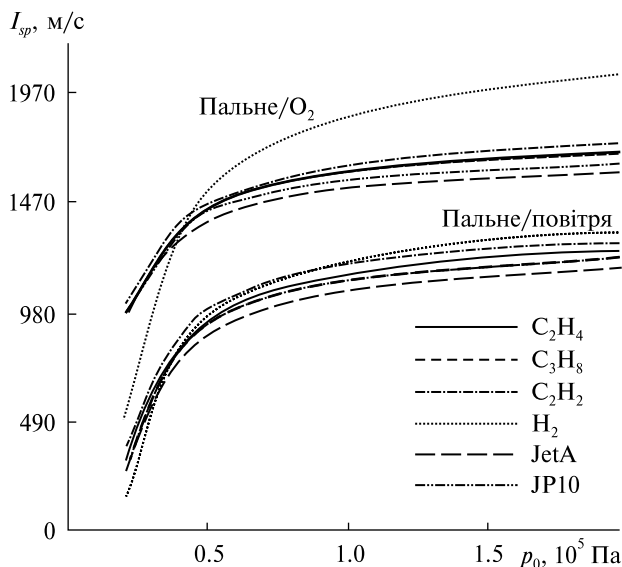


Рис. 2. Залежність величини питомого імпульсу тяги I_{sp} від величини початкового тиску p_0 у камері двигуна (за даними [22])

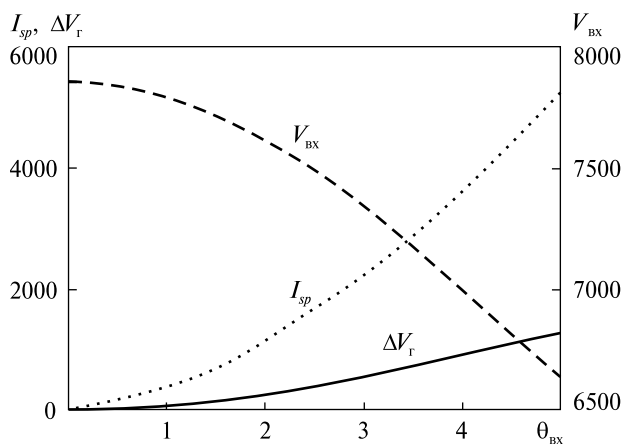


Рис. 3. Залежність ΔV_{Γ} , V_{BX} та I_{sp} від значення θ_{BX}

пан (ЕПК) 4, а на лінії окислювача — ЕПК 5. Ініціювання детонації здійснюється за допомогою спеціального пристрою 6. Біля нижніх днищ баків встановлено газифікатори, які запобігають потраплянню рідких компонентів палива до детонаційної камери.

Після відділення ступеня ракети та зупинки маршового та рульового рідинних ракетних двигунів подається команда на відкриття ЕПК 4 і ЕПК 5. Газоподібні компоненти палива під

тиском наддуву поступають до змішувальної головки камери детонаційного двигуна. Процес детонації ініціюється за допомогою пристрою 6. Продукти детонації, що витікають з реактивного сопла, створюють необхідний гальмівний імпульс тяги. Цифрова точність відтворення імпульсу тяги забезпечується зміною частоти робочого процесу у детонаційній камері (ДК). Термічна ефективність детонаційного циклу залишається високою при зміні величини тиску подачі компонентів палива у широкому діапазоні. За різними оцінками питомий імпульс тяги детонаційної двигунної установки I_{sp} на декілька (приблизно 5 %) відсотків перевищує величину I_{sp} сучасних рідинних ракетних ДУ.

Необхідне значення імпульсу швидкості ΔV_{Γ} при імпульсному оптимальному гальмуванні можна визначити за допомогою співвідношення [8]:

$$\Delta V_{\Gamma} = V_0 \left[1 - \sqrt{\frac{2(\bar{r} - 1)}{(\bar{r} \sec \theta_{BX})^2 - 1}} \right], \quad (5)$$

де $\bar{r} = r_0 / r_{\text{атм}}$ — кут входження ступеня ракети до атмосфери, V_0 — колова швидкість, r_0 — радіус колової орбіти, $r_{\text{атм}}$ — умовний радіус атмосфери Землі.

Значення швидкості входження об'єкта до атмосфери Землі V_{BX} є функцією кута входження:

$$V_{BX} = V_0 \sqrt{(1 - \Delta V_{\Gamma} / V_0)^2 + 2(\bar{r} - 1)}. \quad (6)$$

Для визначення значення питомого імпульсу тяги I_{sp} детонаційної двигунної установки, який забезпечує необхідне значення гальмівного імпульсу швидкості, скористуємось формулою Ціолковського:

$$\Delta V_{\Gamma} = I_{sp} \ln(M_0 / M_k), \quad (7)$$

де M_0 — маса ступеня ракети із залишками палива, M_k — маса конструкції.

Результати розрахунків за формулами (5), (6) та проектно-балістичних розрахунків I_{sp} для другого ступеня РН «Зеніт» з використанням (7) представлено на рис. 3.

Після визначення оптимального значення кута гальмування можна встановити відповідне значення величини питомого імпульсу тяги, яке забезпечує задані чи обрані параметри входу до атмосфери Землі.

Фундаментальну теорію детонації було розроблено Чепменом і Жуге наприкінці XIX і початку XX сторіччя [10, 18] та Зельдовичем, фон Ньюменом, Дьорінгом [23], [20], [12] у 1940-х рр. Подальшого розвитку теорія детонаційних процесів набула у 1960-х рр. завдяки роботам Л. Д. Ландау та Є. М. Ліфшица [19]. У своїх теоретичних дослідженнях вони застосовували класичний метод характеристик. Сучасні дослідники використовують наукову спадщину основоположників теорії детонації з метою створення зручного інструментарію, призначеного для проведення теоретичних розрахунків та узагальнення даних фізичного й обчислювального експериментів. У цьому напрямку найбільш відомими є моделі процесу детонації, запропоновані у роботах [13, 15, 17, 21]. Матеріали, викладені нижче, є продовженням досліджень [13, 21].

На відміну від традиційних реактивних та ракетних двигунів літальних апаратів, які працюють за циклом Брайтона, у детонаційних двигунах підвищення тиску у камері відбувається у процесі виділення тепла. Тобто, такі двигуни не потребують наявності спеціальних агрегатів для підвищення тиску компонентів палива на вході до камери згоряння. Двигуни детонаційного спалення працездатні при зниженому тиску у паливних баках. Це означає, що вони можуть ефективно використовувати залишки палива для виконання польотного завдання. У нашому випадку — для здійснення керованого зниження з орбіти відпрацьованого ступеня ракети. До того ж, значення величини питомого імпульсу тяги навіть в умовах значного зниження тиску у баку p_0 змінюється несуттєво [22], якщо величина початкового тиску $p_0 > 5 \cdot 10^4$ Па (див. рис. 2).

Імпульс тяги камери детонаційного двигуна без соплового насадка (СН) визначається відомою формулою [21]:

$$P_0 \cdot \tau_{cycle} = V_k \left[\frac{1}{D_{CJ}} + \frac{\alpha + \beta}{a_*} \right] \cdot (p_* - p_h), \quad (8)$$

де P_0 — тяга ДК, τ_{cycle} — тривалість детонаційного циклу, V_k — об'єм ДК (без СН), D_{CJ} — швидкість руху детонаційної хвилі (ДХ),

$$\alpha(\gamma, M_{CJ}) = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1}{M_{CJ}^2} \right) \left\{ 2 \left[\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \cdot \left(\frac{\gamma + 3}{2} + \right. \right. \right.$$

$$\left. \left. + \frac{2}{\gamma - 1} - \frac{(\gamma + 1)^2}{2} \frac{M_{CJ}^2}{1 + \gamma M_{CJ}^2} \right) \right\}^{\frac{1}{2} \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left. \right\}$$

— відома газодинамічна функція, β — параметр процесу детонації (у подальших розрахунках приймається $\beta = 0.5$), a_* і p_* — швидкість звуку та тиск газу в області гальмування (в області за хвилею Тейлора, де швидкість продуктів детонації $u = 0$), p_h — тиск навколишнього середовища (для верхніх ступенів ракет можна прийняти p_h рівним нулю), $\gamma = c_p/c_v$ — відношення питомих теплоємностей продуктів детонації, M_{CJ} — число Маха у точці Чепмена — Жуге.

Відповідно питомий імпульс тяги (ПІТ) дорівнює

$$I_{sp0} = \frac{1}{\rho_0} \left[\frac{1}{D_{CJ}} + \frac{\alpha + \beta}{a_*} \right] \cdot (p_* - p_h), \quad (9)$$

де ρ_0 — щільність здатної до детонації паливної суміші.

Після нескладних перетворень отримуємо зручну для подальшого аналізу залежність:

$$I_{sp0} = \frac{D_{CJ}}{2\gamma_0} \Phi(\gamma, M_{CJ}), \quad (10)$$

де γ_0 — відношення питомих теплоємностей здатної до детонації паливної суміші,

$$\Phi(\gamma, M_{CJ}) = \left[\frac{1 + M_{CJ}^2}{1 + \gamma M_{CJ}^2} \cdot \frac{\gamma + 1}{2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \times \\ \times \left[1 + 2 \frac{1 + M_{CJ}^2}{M_{CJ}^2} \left(\frac{1 + M_{CJ}^2}{1 + \gamma M_{CJ}^2} \cdot \frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{2} \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \right]$$

— газодинамічна функція.

Значення газодинамічної функції $\Phi(\gamma, M_{CJ})$ представлено на рис. 4.

Значення швидкості детонації можна отримати з відомого співвідношення:

$$D_{CJ} = v_0 \sqrt{\frac{p_{CJ} - p_0}{v_0 - v_{CJ}}}, \quad (11)$$

де p_0 , v_0 , p_{CJ} , v_{CJ} — тиск та питомий об'єм перед ДХ та у точці Чепмена — Жуге відповідно.

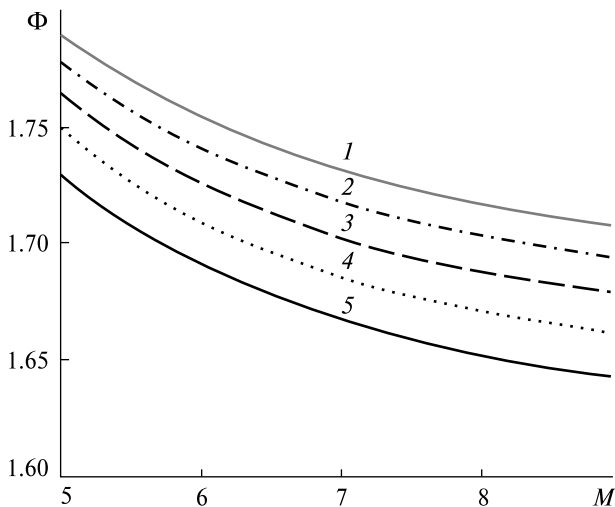


Рис. 4. Результати розрахунків $\Phi(\gamma, M_{CJ})$: криві 1–5 відповідно для $\Phi(1.1, M)$, $\Phi(1.2, M)$, $\Phi(1.3, M)$, $\Phi(1.4, M)$, $\Phi(1.5, M)$

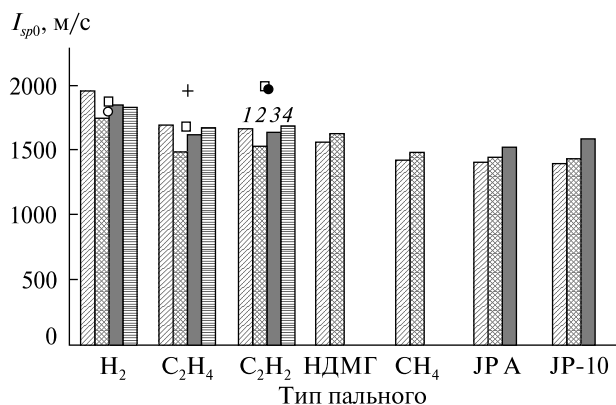


Рис. 5. Порівняння теоретичних (стовпчик 1 — обчислювальний експеримент, 2 — розрахунок за формулою (10), 3 — дані [21], 4 — дані [13]) та експериментальних даних (квадратики — дані [13], кружечок — [16], точка — [11], хрестик — [14])

Для розрахунку величини M_{CJ} доцільно використовувати формулу [8]:

$$M_{CJ} = \sqrt{\chi = \frac{(\gamma_0 + \gamma)(\gamma - 1)}{2\gamma_0(\gamma_0 - 1)}} + \sqrt{\chi = \frac{(\gamma_0 - \gamma)(\gamma - 1)}{2\gamma_0(\gamma_0 - 1)}}, \quad (12)$$

де $\chi = q_c(\gamma^2 - 1) / (2a_0^2)$ — безрозмірна теплота детонації, a_0 — швидкість звуку у паливній суміші перед фронтом ДХ, q_c — теплота детонації.

Відносну тягу камери двигуна $\bar{P}_0 = P_0 / (p_0 A)$ (A — площа поперечного перерізу камери, p_0 —

тиск, під яким паливна суміш поступає до ДК) можна розрахувати з використанням співвідношення

$$\bar{P}_0 = \frac{\tau_{CJ}}{\tau_{cycle}} \cdot \frac{M_{CJ}^2}{2} \cdot \Phi(\gamma, M_{CJ}), \quad (13)$$

де $\tau_{CJ} = L_k / D_{CJ}$ — інтервал часу, протягом якого фронт детонаційної хвилі проходить відстань від змішувальної головки до виходу з ДК (L_k — довжина камери).

На рис. 5 представлено результати розрахунків величини ПІТ, здійснені за отриманою у цьому дослідженні аналітичною залежністю, та нові результати обчислювального 2D-експерименту, проведеного за моделлю [4].

Обчислювальний експеримент базується на використанні TVD-схеми підвищеного порядку апроксимації за методикою, на яку є посилання у роботі [1]. На тому ж рис. 5 наведено результати теоретичних розрахунків у роботах [13, 21] та відомі експериментальні оцінки величини ПІТ [11, 14, 16], кількість яких є дуже обмеженою. Із зіставлення нових даних з результатами інших досліджень та даними експериментів видно, що розбіжність між ними лежить у допустимих межах (не перевищує 12 %). Разом з тим слід зазначити, що результати обчислювального 2D-експерименту є точнішими порівняно з результатами розрахунків, заснованих на 1D-моделях [1]. Суттєву (близько 23 %) розбіжність між даними експерименту та результатами розрахунків і числового моделювання виявлено лише при використанні ацетилену, теплофізичні властивості якого є певною мірою аномальними, про що вже раніше зазначалось у дослідженні [2]. Відмінність між експериментальними даними [13, 14], які стосуються етилену, можна пояснити наявністю похибок та недосконалістю методики вимірювання величини ПІТ. Відомо, що найбільш точні результати вимірювання ПІТ в експериментах з ДД отримано за допомогою балістичного маятника [5].

В умовах майже повної відсутності експериментальних даних стосовно величини ПІТ камери детонаційного двигуна використання нової аналітичної залежності дозволяє по добре відомим термодинамічним параметрам процесу детонації, які наведено у фаховій літературі, проводи-

ти розрахунки та оцінювати визначальні характеристики ДД на ранніх стадіях проектування.

Питомий імпульс тяги ДК зі СН можна визначити за співвідношенням

$$I_{sp} = I_{sp0} K_N, \quad (14)$$

де K_N — коефіцієнт тяги сопла.

У загальному випадку значення K_N визначається польотними умовами та формою сопла [3]. При цьому необхідно враховувати особливості робочого процесу детонаційного двигуна та склад газу, який заповнює СН, наприклад при використанні системи продувки й охолодження [4].

На ділянці траєкторії руху відокремленого ступеня ракети у щільних шарах атмосфери доцільним є використання ежекторного підсилювача тяги. У процесі взаємодії нестационарного реактивного струменя продуктів детонації з атмосферним повітрям між ними відбувається ефективний енергообмін, внаслідок якого величина тяги може збільшуватись у 1.5...2 рази і більше. Величина збільшення тяги в основному залежить від конструктивних параметрів ежектора (діаметра, довжини, форми тощо) та взаємного розташування ежектора та сопла ДД. Таким чином забезпечується кероване доставлення ступеня до визначеної ділянки земної поверхні у зоні відчуження або до заданого небезпечного для судноплавства району світового океану з подальшим затопленням ступеня. Висока точність

виконання польотного завдання при контрольному спусканні ракети космічного призначення здійснюється за рахунок зміни частоти слідування імпульсів тяги та ступеня заповнення ДК здатною до детонації паливною сумішшю. Отже, за величиною питомого імпульсу тяги, який створює детонаційна ДУ, задовольняється вимога щодо гальмівного імпульсу швидкості, необхідного для керованого спуску ступенів ракет до атмосфери Землі.

ВИСНОВКИ

1. Обґрунтовано вибір оптимального способу видалення відокремлених верхніх ступенів ракет та розгінних блоків з космічних орбіт.

2. Запропоновано нову принципову схему ДДУ, призначеної для створення гальмівного імпульсу тяги.

3. Отримано нові аналітичні залежності, що дозволяють здійснювати оцінку визначальних параметрів гальмівної ДДУ на етапі розгляду можливих варіантів проектних рішень.

4. Проведено обчислювальний експеримент та здійснено порівняльний аналіз результатів обчислювального експерименту, розрахунків за новою аналітичною формулою, результатів розрахунків інших дослідників та даних експериментальних досліджень з визначення питомого імпульсу тяги детонаційного двигуна.

ЛІТЕРАТУРА

1. Золотько А. Е., Коваленко Н. Д., Мороз Ю. И. *Моделирование процесса детонации в камере ракетного двигателя с цилиндрическим сопловым насадком*. Проблемы высокотемпературной техники: Сб. науч. тр. Днепропетровск: Изд-во «Пороги», 2012. С. 66—71.
2. Золотько А. Е., Коваленко Н. Д., Мороз Ю. И. О возможности увеличения удельного импульса тяги детонационной камеры. *Техн. механика*. 2010. № 1. С. 25—32.
3. Золотько А. Е., Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Мороз Ю. И., Андриевский Ю. В. *Моделирование процесса детонации в камере ракетного двигателя с дивергентным сопловым насадком*. Проблемы высокотемпературной техники: Сб. науч. тр. Днепропетровск: Изд-во «Пороги», 2013. С. 85—96.
4. Золотько О. Є., Золотько О. В., Мороз Ю. І., Сосновська О. В. Модель турбулентного перемішування продуктів детонації із зовнішнім середовищем у камері імпульсного двигуна. *Космічна наука і технологія*. 2018. **24**, № 6. С. 16—23. DOI: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.016>
5. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Золотько А. Е., Коваленко Г. М. Достигнутый уровень и некоторые направления создания ракетно-космических двигателей. *Техн. механика*. 2005. № 2. С. 38—49.
6. Постников В. М., Спиридонов С. Б. Выбор весовых коэффициентов локальных критериев на основе принципа арифметической прогрессии. *Наука и образование*. 2015. № 9. С. 237—249. DOI: 10.7463/0915.0802449.
7. Постников В. М., Спиридонов С. Б. Многокритериальный выбор варианта решения на основе аддитивной свертки показателей, являющихся членами арифметических прогрессий. *Наука и образование*. 2015. № 11. С. 443—464. DOI: 10.7463/1115.0822922.

8. Сихарулидзе Ю. Г. *Баллистика летательных аппаратов*. Москва: Наука, 1982. С. 251—256.
9. Яхьяева Г. Э. *Нечеткие множества и нейронные сети*: учебное пособие. Москва: Интернет-ун-т Информ. техн. БИНОМ, 2010. 316 с.
10. Chapman D. L. On the rate of explosion in gases. *Philos. Mag.* 1899. **47**. P. 90—104.
11. Daniau D., Zitoun R., Couguet C., Desbordes D. Effects of Nozzles of Different Length and Shape on the Propulsion Performance of Pulsed Detonation Engines. *High Speed Deflagration and Detonation, Fundamentals and Control*. Eds G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publishers, 2001. P. 251—262.
12. Döring W. On detonation processes in gases. *Ann. Phys.* 1943. **43**. P. 421—436.
13. Endo T., Fujiwara T. A simplified analysis on a pulse detonation engine. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* 2002. **44**, № 146. P. 217—222.
14. Falempin F., Bouchaud D., Forrat B., Desbordes D., Daniau E. Pulsed Detonation Engine: Possible Application to Low Cost Tactical Missile and to Space Launcher. *AIAA*. 2001. *Paper 2001-3815*.
15. Hinkey J. B., Bussing T. R. A., Kaye L. Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fuelled pulse detonation engine. *AIAA*. 1995. *Paper No. 95-2578*.
16. Jouguet E. On the propagation of chemical reactions in gases. *J. de Mathématiques Pures et Appliquées* 1905. **1**. P. 347.
17. Landau L. D., Lifshitz E. M. *Fluid Mechanics*. 2nd ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, Sec. 129. 1987.
18. Lee J. H. S. *The Detonation Phenomenon*. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 2008. 388 p. www.cambridge.org/9780521897235
19. Roy G. D. Combustion Processes in Propulsion: control, noise and pulse detonation. *Elsevier Inc.*, 2006. 439 p.
20. von Neumann J. *Collected Works Theory of detonation waves*. O.S.R.D. Rept. 549. Ed. A. J. Taub. New York: Macmillan, 1942. Vol. 6.
21. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. An analytical model for the impulse of a single-cycle pulse detonation tube. *J. Propulsion and Power*. 2003. **19**. P. 22—38.
22. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. Impulse of a single-pulse detonation tube. *Technical report, Graduate Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology*, 2002. Report FM00-8.
23. Zel'dovich Y. B. On the theory of the propagation of detonations in gaseous systems. *J. Exp. and Theor. Phys.* 1940. **10**. P. 542—568. Available in translation as NACA TM 1261 (1950).

Стаття надійшла до редакції 19.03.2020

REFERENCES

1. Zolotko A. E., Kovalenko N. D., Moroz Yu. I. (2012). *Modeling the detonation process in the rocket engine chamber with a cylindrical nozzle attachment*. Problems of high-temperature technology: Sat. scientific works. Dnepropetrovsk: Porogi Publishing House [in Russian]
2. Zolotko A. E., Kovalenko N. D., Moroz Yu. I. (2010). On the possibility of increasing the specific impulse of the detonation chamber thrust. *Technical mechanics*, № 1, 25—32 [in Russian]
3. Zolotko A. E., Kovalenko N. D., Strelnikov G. A., Moroz Yu., Andrievsky Yu. V. (2013). *Modeling of the detonation process in a rocket engine chamber with a divergent nozzle*. Problems of high-temperature technology: Sat. scientific labor. Dnepropetrovsk: Publishing House “Porogi”, 85—96 [in Russian]
4. Zolotko O. Ye., Zolotko O. V., Moroz Yu. I., Sosnovska O. V. (2018). The model of turbulent mixing of the burned gas with external environment in the pulse detonation engine chamber. *Space Science and Technology*, **24**, № 6, 16—23. DOI: <https://doi.org/10.15407/knit2018.06.016>.
5. Kovalenko N. D., Strelnikov G. A., Zolotko A. E., Kovalenko G. M. (2005). Achieved level and some directions of creation of rocket and space engines. *Technical mechanics*, № 2, 38—49 [in Russian].
6. Postnikov V. M., Spiridonov S. B. (2015). Choice of weighting coefficients of local criteria based on the principle of arithmetic progression. *Science and education*, № 9, 237—249. DOI: 10.7463 / 0915.0802449.
7. Postnikov V. M., Spiridonov S. B. (2015). Multicriteria choice of a solution option based on additive convolution of indicators that are members of arithmetic progressions. *Science and education*, № 11, 443—464. DOI: 10.7463 / 1115.0822922.
8. Sikharulidze Yu. G. (1982). *Ballistics of aircraft. The main edition of the physical and mathematical literature*. Moscow: Nauka [in Russian].
9. Yahyaev G. E. (2010). Fuzzy sets and neural networks: a tutorial. Moscow: Internet University of Information Technology. BINOMIAL [in Russian]
10. Chapman D. L. (1899). On the rate of explosion in gases. *Philos. Mag.* **47**, 90—104.
11. Daniau D., Zitoun R., Couguet C., Desbordes D. (2001). *Effects of Nozzles of Different Length and Shape on the Propulsion Performance of Pulsed Detonation Engines*. High Speed Deflagration and Detonation, Fundamentals and Control. Eds G. Roy, S. Frolov, D. Netzer, A. Borisov. Moscow: ELEX-KM Publishers, 251—262.

12. Döring W. (1943). On detonation processes in gases. *Ann. Phys.*, **43**, 421—436.
13. Endo T., Fujiwara T. (2002). A simplified analysis on a pulse detonation engine. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, **44**, № 146, 217—222.
14. Falempin F., Bouchaud D., Forrat B., Desbordes D., Daniau E. (July 2001). Pulsed Detonation Engine: Possible Application to Low Cost Tactical Missile and to Space Launcher. *AIAA Paper 2001-3815*.
15. Hinkey J. B., Bussing T. R. A., Kaye L. (1995). Shock tube experiments for the development of a hydrogen-fuelled pulse detonation engine. *AIAA Paper*. No. 95-2578.
16. Jouguet E. (1905). On the propagation of chemical reactions in gases. *J. Mathématiques Pures et Appliquées*. **1**, 347.
17. Landau L. D., Lifshitz E. M. (1987). *Fluid Mechanics* -2nd ed. Butterworth-Heinemann, Oxford. Sec. 129.
18. Lee J. H. S. (2008). *The Detonation Phenomenon*. Cambridge Univ. Press, 388. www.cambridge.org/9780521897235
19. Roy G. D. (2006). *Combustion Processes in Propulsion: control, noise and pulse detonation*. Elsevier Inc., 439.
20. von Neumann J. (1942). *Collected Works Theory of detonation waves*. O.S.R.D. Rept. 549, Vol. 6. Editions A. J. Taub. New York: Macmillan.
21. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. (2003). An analytical model for the impulse of a single-cycle pulse detonation tube. *J. Propulsion and Power*, **19**, 22—38.
22. Wintenberger E., Austin J. M., Cooper M., Jackson S., Shepherd J. E. (2002). Impulse of a single-pulse detonation tube. *Technical report, Graduate Aeronautical Laboratories. California Institute of Technology*. Report FM00-8.
23. Zel'dovich Y. B. (1940). On the theory of the propagation of detonations in gaseous systems. *J. Exp. and Theor. Phys.*, **10**, 542—568. Available in translation as NACA TM 1261. (1950).

Received 19.03.2020

O. E. Zolotko¹, Associate Professor, Ph.D. in Tech.
E-mail: alexaur61@gmail.com

O. V. Zolotko¹, Associate Professor, Ph.D. in Tech.
O. V. Sosnovska¹, Researcher

E-mail: arushsuzana@gmail.com

O. S. Aksyonov^{1,2}, Postgradual student, Engineer

I. S. Savchenko¹, Student

¹ Oles Honchar Dnipro National University
72 Gagarina Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

² Yangel Yuzhnoye State Design Office

3 Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

THE STAGE DEORBITING WITH A DECELERATION PULSE DETONATION ENGINE

The article discusses the issues related to reducing the amount of space debris from rocket stages. The main ways to remove the separable part of a rocket from a space orbit are: the use of a deceleration detonation propulsion system; gasification of fuel residues and the use of a gas-reactive deceleration pulse system; continuation of the work of the main propulsion system after the separation of stages; the use of a harpoon to capture the rocket stage and the use of sail for its further braking; the use of anti-missile or combat lasers to destroy a stage on the orbit followed by the stage fragments' burning in the Earth's atmosphere.

To select the optimal method for removing from the orbit the separated part of a space rocket, the arithmetic progression method was applied. It has certain advantages over the classical hierarchy analysis method and has no inherent disadvantages of this method. A ranked row of solutions was obtained according to the five most significant performance criteria, and its stability was proved.

A new deceleration detonation propulsion design scheme is proposed. Detonation burning of residual fuel components provides the maximum possible value of the deceleration thrust impulse. Using the example of the second stage of the "Zenit" launch vehicle, we analyzed the nature of the dependence of the entry angle into the atmosphere on the important characteristic parameters: the deceleration speed impulse, the entry speed into the Earth's atmosphere of the separated launch vehicle stage, the required value of the specific thrust impulse of the deceleration propulsion system. A new analytical formula has been obtained, which connects the thrust and specific thrust impulse values of the detonation engine with the determined detonation process parameters. The results of the computational experiment were compared with the results of calculating the specific thrust impulse using the new formula for oxygen-based fuel compositions, known experimental data, and numerical simulation data of other authors. The data obtained in this study make it possible to evaluate the design parameters of the deceleration detonation engine at the stage of analyzing technical proposals.

Keywords: ways to remove the separable part of a rocket, deceleration detonation propulsion system, deceleration detonation propulsion design scheme, the arithmetic progression method, specific thrust impulse.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.042>
УДК 528.854: 004.932.2

О. Л. МАКАРОВ¹, заст. Генерального конструктора з питань створення й експлуатації космічних апаратів, супутникових систем, контрольно-вимірювальних і інформаційно-керувальних засобів ракетно-космічного та наземного сегментів, канд. техн. наук, акад. Міжнародної академії астронавтики, заслужений машинобудівник України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки
E-mail: info@yuzhnoye.com

К. Г. БІЛОУСОВ¹, голов. конструктор і начальник проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів

Д. М. СВИНАРЕНКО², проректор з науково-педагогічної роботи, канд. техн. наук, доцент

В. С. ХОРОШИЛОВ¹, начальник розрахунково-теоретичного сектору відділу конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів, д-р техн. наук, проф., «Заслужений діяч науки і техніки України»

Д. К. МОЗГОВИЙ², доцент кафедри телекомунікаційних систем та мереж, канд. техн. наук, доцент
E-mail: m-d-k@i.ua

В. М. ПОПЕЛЬ¹, заст. начальника відділу антено-фідерних та НВЧ-пристроїв конструкторського бюро космічних апаратів, систем і комплексів

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

² Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010

АВТОМАТИЗОВАНЕ РОЗПІЗНАВАННЯ МІСЬКОЇ РОСЛИННОСТІ ТА ВОДОЙМ ЗА ЗНІМКАМИ ЗІ СУПУТНИКА «JILIN-1A»

Наведено результати експериментального тестування розробленої методики автоматизованого розпізнавання рослинності та водойм на території міст за багатоспектральними знімками зі супутника «Jilin-1A». Дослідження включали проведення автоматизованого розпізнавання рослинності та водних об'єктів на обраній території спостережень за знімками надвисокого просторового розрізнення видимого та ІЧ-діапазонів і наступного порівняння отриманих результатів з результатами візуального дешифрування. Отримані результати обробки знімків зі супутника «Jilin-1A» відповідно до запропонованої методики підтвердили достатньо високу точність автоматизованого виділення границь розпізнаних об'єктів у порівнянні з результатами інтерактивного візуального розпізнавання цих же знімків. На різних тестових ділянках отримано добре розділення класів рослинності і води при тих самих налаштуваннях порогів бінаризації. Точність автоматичної класифікації рослинності та водойм (без урахування похибок еталона) для різних тестових ділянок становила 81...92 %, а значення коефіцієнта Каппа лежали у межах 0.68...0.85. Порівняння нормалізованих індексних зображень, отриманих із супутників «Jilin-1A» і «Sentinel-2A», показало незначні розбіжності значень NDVI та істотні розбіжності для NDWI і MNDWI, що зумовлено використанням різних спектральних каналів (SWIR і NIR). Дані розбіжності можна істотно зменшити, використовуючи поправочні коефіцієнти.

Аналіз впливу зменшення розрядності вихідних знімків (з 10 до 8 біт) і наступного інформаційного стиснення (JPEG lossy і JPEG2000 lossless) на результати автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів підтвердив доцільність і ефективність таких методів. Обсяг збережених і переданих файлів зменшувався суттєво (в 80..100 разів) при незна-

Цитування: Макаров О. Л., Білоусов К. Г., Свинаренко Д. Н., Хорошилов В. С., Мозговий Д. К., Попель В. М. Автоматизоване розпізнавання міської рослинності та водойм за знімками зі супутника «Jilin-1A». *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 42—53. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.042>

чному зниженні точності класифікації (на 1...2 %). Запропонована методика дозволяє істотно підвищити оперативність і вірогідність відновлення карт великих міст при одночасному зниженні фінансових витрат у порівнянні із традиційною наземною GPS-зйомкою та аерофотозйомкою.

Завдяки високому ступеню автоматизації обробки знімків та мінімізації необхідних обчислень (у порівнянні з методами, що використовують складні класифікатори і нейронні мережі) розроблена методика може бути реалізована у вигляді геоінформаційного вебсервісу, який забезпечуватиме потреби широкого кола державних служб і комерційних структур, а також буде корисним для населення мегаполісів і туристів.

Ключові слова: супутниковий моніторинг, багатоспектральні знімки, обробка зображень, спектральні індекси, відновлення карт

Вступ. Забезпечення стійкого розвитку густонаселених територій при надзвичайно високому темпі розвитку міської інфраструктури неможливе без одержання регулярної та достовірної інформації про стан і динаміку змін всіх типів об'єктів, зокрема рослинних і водних. В умовах урбанізації, що дедалі підсилюється, і пов'язаного із цим різкого збільшення техногенного навантаження на міські екосистеми завдання підвищення оперативності та вірогідності відновлення цифрових карт мегаполісів стоїть на першому місці.

Актуальність тематики досліджень. Наразі оперативний контроль природних і антропогенних змін рослинності та водних об'єктів на території великих міст є одним з найбільш важливих і актуальних завдань екологічного моніторингу мегаполісів в усьому світі. Однак проведення регулярного моніторингу екологічного стану великих міст є складною багатoproфільною задачею, яка вимагає залучення багатьох організаційно-фінансових та науково-технічних ресурсів. Тому проведення досліджень з метою розробки нових і ефективних методик та інформаційних технологій автоматизованої обробки даних ДЗЗ для здійснення такого моніторингу є вкрай важливим і актуальним.

Поточний стан. Питанням дистанційного моніторингу навколишнього середовища присвячено досить багато вітчизняних наукових публікацій і дисертацій останнього років, у яких наведено методи супутникового моніторингу рослинності [14, 17, 20, 22], водойм [2, 4, 5, 18, 21] та урбанізованих територій [8, 11—13, 19]. Однак у переважній більшості цих публікацій описано приклади використання багатоспектральних даних ДЗЗ низького й середнього просторово-

го розрізнення, придатних для супутникового моніторингу лише великих рослинних і водних об'єктів (лісові масиви, сільгоспугіддя, ріки, озера тощо). Завдання оперативного моніторингу рослинних і водних об'єктів на території міст можна ефективно вирішувати з використанням високодетальних супутникових знімків видимого та ІЧ-діапазонів. За кордоном супутникові знімки високого і надвисокого просторового розрізнення вже багато років успішно використовуються при розв'язуванні різних прикладних завдань, у тому числі для міського планування й екологічного моніторингу.

Формулювання проблеми. Як правило, для регулярного відновлення баз просторових даних при актуалізації карт мегаполісів традиційно використовувалися дані наземних вимірювань та аерофотознімки. При цьому періодичність відновлення карт міст була низькою (зазвичай один раз у кілька років), що пояснюється високою трудомісткістю збору та обробки даних. Широкому використанню супутникових знімків надвисокого просторового розрізнення перешкоджало, у першу чергу, їхня висока вартість, а також складність і висока вартість спеціалізованого програмного забезпечення та для обробки даних ДЗЗ.

Можливі шляхи вирішення. Інтенсивний розвиток в останні роки багатоспектральних супутникових сенсорів надвисокого просторового розрізнення, з одного боку (таблиця), і значний прогрес в області сучасних інформаційних технологій обробки супутникових знімків, з іншого боку, дозволили істотно прискорити та здешевити процес збору та обробки даних ДЗЗ, а також спростити доступ масових користувачів різних прикладних галузей до результатів їхньої обробки [3, 25].

Серед наведених у таблиці супутників ДЗЗ слід особливо зазначити китайські супутники «Jilin-1A» і «SuperView-1A/B/C/D», знімки з яких відрізняються невисокою вартістю у порівнянні із супутниками ДЗЗ інших країн. Незважаючи на гірші характеристики (у першу чергу точність геоприв'язки та динамічний діапазон сенсорів), ці знімки можуть із успіхом використовуватися для розв'язування широкого кола прикладних завдань.

Мета і завдання досліджень. Основним завданням досліджень є розробка та експериментальне тестування методики автоматизованого розпізнавання міської рослинності і водойм за багатоспектральними знімками надвисокого просторового розрізнення зі супутника «Jilin-1A» з метою підвищення оперативності та вірогідності відновлення карт міст при одночасному зниженні фінансових витрат.

Вихідні дані для досліджень. За тестову ділянку для відпрацювання методології автоматизованого розпізнавання рослинності та водних об'єктів було обрано територію міста Дубай, одного з найбільших мегаполісів Об'єднаних

Арабських Еміратів, який вкрай динамічно розвивається. Це місто відрізняється дуже високими темпами змін міської інфраструктури, наявністю районів як з висотною, так і з малоповерховою забудовою, а також великою кількістю різноманітних промислових і культурних об'єктів.

У якості вихідних даних були обрані багатоспектральні знімки надвисокого просторового розрізнення зі супутника «Jilin-1A» за 6 лютого 2018 року, що були отримані у видимому та ІЧ-діапазонах (рис. 1).

Для орторектифікації вихідних знімків було обрано цифрову модель рельєфу ASTER DEM із просторовим розрізненням 30 м (рис. 1).

Методологія досліджень. Суть досліджень полягала в розроблену методики автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів за багатоспектральними супутниковими знімками надвисокого просторового розрізнення видимого та ІЧ-діапазонів, тестування розробленої методики на обраній території спостережень і наступного порівняння отриманих результатів з результатами візуального дешифрування [9, 23].

Супутники з багатоспектральними сканерами надвисокого розрізнення

Супутник	Рік запуску	Країна-оператор	Розрізнення сенсорів			Смуга захвату, км	Точність геоприв'язки, м
			просторове PAN/MS, м	радіометричне, біт	кількість каналів		
«Deimos-2»	2015	Канада	1.0/4.0	10	4	12	—
TripleSat-1,2,3» (DMC-3)	2015	Великобританія	1.0/4.0	10	4	23	—
«Jilin-1A»	2015	Китай	0.8/3.2	—	4	48	—
«Komsat-3A»	2015	Корея	0.4/1.6	14	4	12	13
«Cartosat-2C»	2016	Індія	0.65/2.0	10	4	10	100
«PeruSat-1»	2016	Перу	0.7/2.0	12	4	10	—
«SkySat-3...7»	2016	США	0.8/2.0	11	4	8	—
«Gokturk-1A»	2016	Туреччина	0.7/2.8	12	4	20	10
«SuperView-1A/B»	2016	Китай	0.5/2	11	4	12	20
«WorldView-4»	2016	США	0.3/1.2	11	4	13	3
«Cartosat-2D/2E»	2017	Індія	0.65/2.0	10	4	10	100
«Mohammed-VIA»	2017	Марокко	0.7/2.8	12	4	20	—
«SkySat-8...13»	2017	США	0.8/2.0	11	4	8	—
«Cartosat-2F»	2018	Індія	0.65/2.0	10	4	10	100
«SuperView-1C/D»	2018	Китай	0.5/2	11	4	12	20
«KhalifaSat»	2018	ОАЕ	0.72/2.98	10	4	12	—
«Vision-1»	2018	Франція	0.9/3.5	10	4	21	—

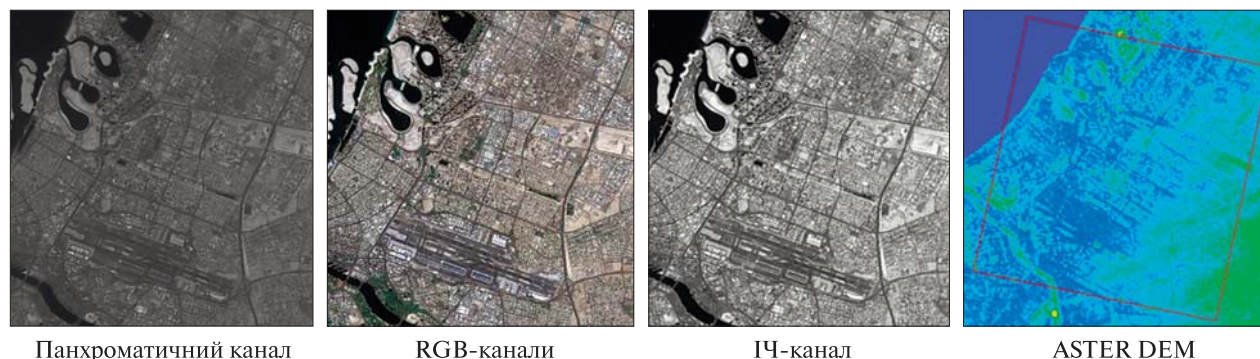


Рис. 1. Вихідні знімки зі супутника «Jilin-1A» і цифрова модель рельєфу

Теоретична частина досліджень включала:

- аналіз технічних характеристик бортової знімальної апаратури видимого та ІЧ-діапазонів, а також вивчення особливостей зйомки та обробки багатоспектральних даних ДЗЗ зі супутника «Jilin-1A»;
- оцінку інформативності стандартних нормалізованих різницевих індексів води і рослинності, що використовують спектральні канали видимого та ІЧ-діапазонів [1, 16];
- визначення основних етапів і послідовності обробки даних ДЗЗ, вибір методів, алгоритмів і програмних інструментів обробки багатоспектральних супутникових знімків зі супутника «Jilin-1A»;
- розробку власних алгоритмів, програм і скриптів для підвищення ступеня автоматизації та оперативності обробки знімків, а також з метою поліпшення інтерфейсу взаємодії з користувачем.

Експериментальна частина досліджень включала:

- проведення автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів за багатоспектральними знімками зі супутника «Jilin-1A»;
- оцінку точності автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів за багатоспектральними знімками зі супутника «Jilin-1A» шляхом порівняння отриманих результатів з результатами візуального розпізнавання рослинності і водних об'єктів, виконаного за тими ж знімками;
- оцінку ймовірності автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів за

багатоспектральними знімками зі супутника «Jilin-1A», використовуючи як еталони знімки видимого та ІЧ-діапазонів зі супутників «Sentinel-2A/B», які були зроблені для тієї ж території у найближчі дати.

В рамках експериментальної частини досліджень були виконані наступні етапи обробки та аналізу знімків із супутника «Jilin-1A»:

- попередня обробка супутникових знімків, що включає ортореєктивізацію, підвищення просторового розрізнення, кореляційну геоприв'язку до еталона та інформаційне стиснення (компресію);
- тематична обробка супутникових знімків, що включає розрахунок спектральних індексів, бінаризацію, морфологічну фільтрацію і векторизацію розпізнаних рослинних і водних об'єктів;
- визначення точності автоматизованого розпізнавання рослинних і водних об'єктів з використанням еталонів, створених вручну за результатами візуального дешифрування;
- оцінка впливу зменшення розрядності та інформаційного стиснення вихідних знімків на результати автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів.

Нормалізовані різницеві індекси води і рослинності розраховувалися за формулами

$$NDVI = (B_{NIR} - B_{RED}) / (B_{NIR} + B_{RED}),$$

$$NDWI = (B_{GREEN} - B_{SWIR}) / (B_{GREEN} + B_{SWIR}),$$

$$MNDWI = (B_{GREEN} - B_{NIR}) / (B_{GREEN} + B_{NIR}),$$

де B_{NIR} — спектральний канал ближнього ІЧ-діапазону, B_{SWIR} — спектральний канал середнього ІЧ-діапазону, B_{RED} — червоний спектраль-

ний канал видимого діапазону, B_{GREEN} — зелений спектральний канал видимого діапазону.

Оцінка точності класифікації. Найширше використовуються такі методи визначення точності класифікації і розпізнавання супутникових знімків:

- зіставлення результатів класифікації даних ДЗЗ із результатами синхронних наземних спостережень і вимірювань, виконаних безпосередньо під час супутникової зйомки (або з невеликим часовим інтервалом);

- порівняння з результатами автоматичної класифікації цих же даних, отриманих за допомогою сертифікованих програмних пакетів по обробці супутникових знімків (однак при цьому складно або неможливо оцінити точність самого еталона);

- порівняння з результатами ручної класифікації (розпізнавання), проведеними операторами і оціненими експертною групою (цей метод використовується для порівняно невеликих обсягів даних або для обмеженого набору тестових областей, які повинні бути рівномірно розподілені на досліджуваній території).

Через відсутність даних наземних вимірювань досліджуваної території у даній роботі для оцінки точності класифікації використано останній з перерахованих вище методів: порівняння результатів автоматичної класифікації з результатами ручної класифікації, що була виконана для окремих фрагментів RGB-зображення в інтерактивному режимі у програмному середовищі QGIS. Експертна оцінка точності отриманого в такий спосіб еталона в середньому дорівнює 5 % для рослинних об'єктів і 3 % — для водних.

Крім того, у ході дослідження порівнювалась якість розпізнавання рослинності та водних об'єктів з використанням нормалізованих індексних зображень рослинності ($NDVI$) і води ($NDWI$), отриманих із супутників «Jilin-1A» і «Sentinel-2A» за найближчі дати.

Метрики точності класифікації. При обробці супутникових знімків для кількісної оцінки точності автоматичної класифікації найчастіше використовуються такі метрики [24]:

- матриця помилок класифікації для одного класу, що дозволяє визначити кількість нероз-

пізнаних пікселів класу, кількість хибно розпізнаних пікселів класу, а також загальну точність результату класифікації;

- матриця відповістей для декількох класів (вона обчислюється практично у всіх програмних пакетах по обробці даних ДЗЗ).

- статистичні показники (наприклад, добре відомий і часто використовуваний коефіцієнт Каппа, що обчислюється по матриці відповістей).

У цьому випадку як основні кількісні показники точності класифікації були обрані матриця відповістей для двох класів (вода й рослинність) і коефіцієнт Каппа.

Вимоги до апаратного і програмного забезпечення. Розміри файлів багатоспектральних знімків надвисокого просторового розрізнення, як правило, досить великі (наприклад, одна сцена, знята у видимому та ІЧ-діапазоні, може займати декілька гігабайт). Тому для оперативної обробки таких знімків у реальному часі бажано використовувати сучасні комп'ютери із багатоядерними процесорами класу Intel I-7 або вище і обсягом оперативної пам'яті, не меншим за 64 Гбайт. Програмне забезпечення може бути як платним (ERDAS, ENVI, ArcGIS і т. п.), так і вільним (SNAP, SAGA, GRAAS, QGIS, Monteverdi і т. п.). Дані пакети дозволяють працювати як у середовищі MS Windows, так і в середовищі Linux.

Для забезпечення більшого ступеня автоматизації процедур обробки можливе використання відповідних інструментів (наприклад, Imagine Model Maker у пакеті ERDAS, Graph Builder у пакеті SNAP) або мов програмування (наприклад, IDL у пакеті ENVI, Python+GDAL у системі QGIS).

Результати досліджень. У ході обробки вихідних багатоспектральних знімків зі супутника «Jilin-1A» були отримані RGB-знімки підвищеного просторового розрізнення (рис. 2) та індексні зображення $NDVI$ і $NDWI$ (рис. 3).

Порівняння нормалізованих індексних зображень, отриманих із супутників «Jilin-1A» і «Sentinel-2A», показало незначні розбіжності значень $NDVI$ та істотні розбіжності для $NDWI$ і $MNDWI$, що пояснюється використанням різних спектральних каналів ІЧ-діапазону (SWIR і

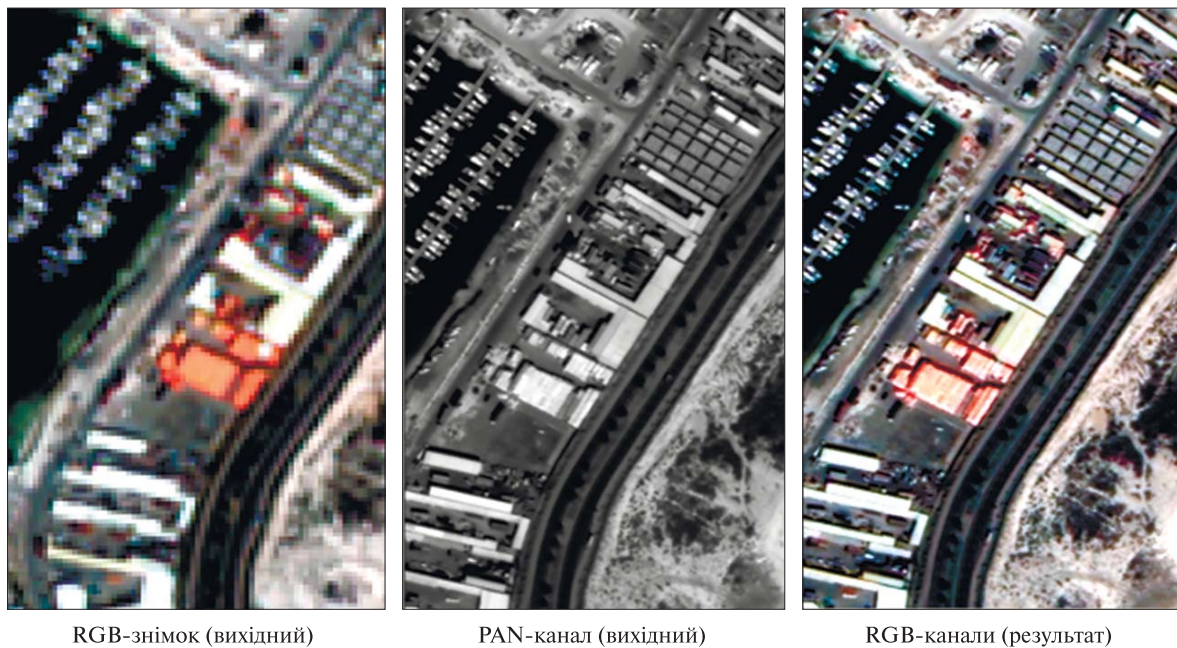


Рис. 2. Фрагменти вихідних знімків і результат підвищення просторового розрізнення

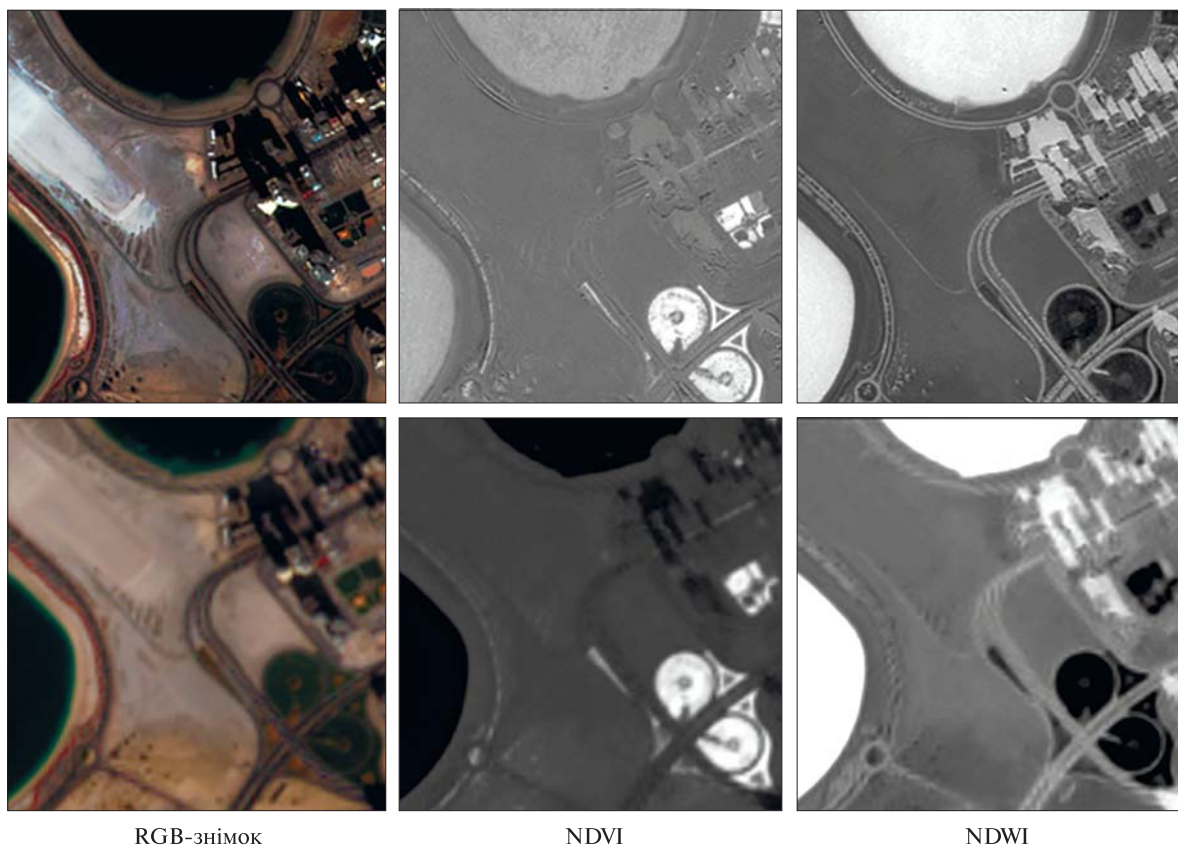


Рис. 3. Розрахунок $NDVI$ і $NDWI$ за даними «Jilin-1A» (угорі) і «Sentinel-2A» (унизу)

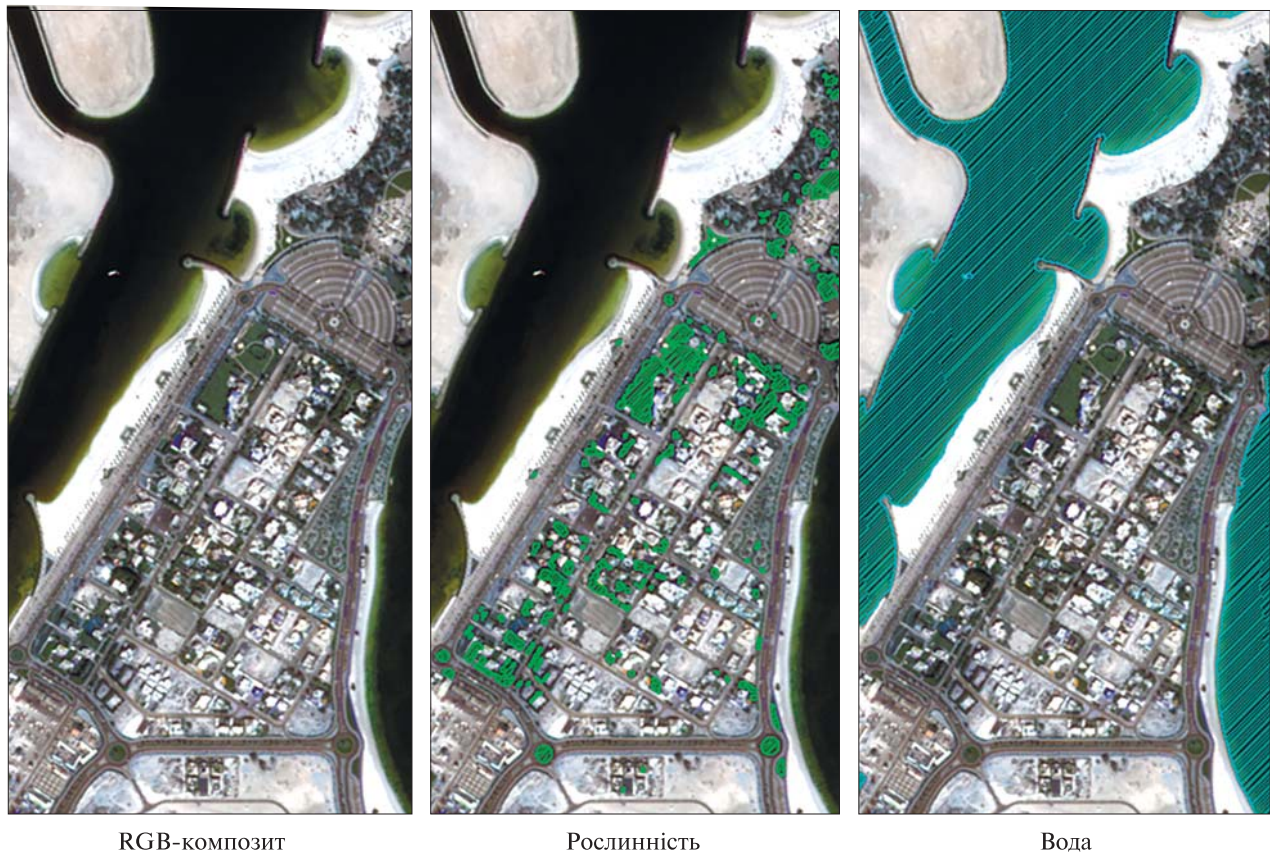


Рис. 4. Приклад автоматизованого розпізнавання рослинних і водних об'єктів

NIR). Дані розбіжності можна істотно зменшити, використовуючи емпірично підібрані коефіцієнти-поправки (індивідуально для кожної пари знімків).

У результаті бінаризації, морфологічної фільтрації і векторизації індексних зображень були отримані векторні шари розпізнаних рослинних і водних об'єктів (рис. 4).

Аналіз результатів обробки знімків показав достатньо високу точність виділення границь розпізнаних об'єктів та досить добре розділення класів рослинності і води на різних тестових ділянках при тих самих налаштуваннях порогів бінаризації. При цьому точність автоматичної класифікації (без урахування похибок еталона) для різних тестових ділянок становила 81...92 %, а значення коефіцієнта Каппа лежали у межах від 0.68 до 0.85. Однак слід зазначити, що на деяких тестових ділянках все-таки спостеріга-

лися незначні пропуски або помилкове виділення води і рослинності.

Аналіз впливу зменшення розрядності вихідних знімків (з 10 до 8 біт) і наступного інформаційного стиснення (JPEG lossy і JPEG2000 lossless) на результати автоматизованого розпізнавання рослинності і водних об'єктів підтвердив доцільність і ефективність таких методів. Обсяг збережених і переданих файлів зменшувався суттєво (в 80...100 разів) при незначному зниженні точності класифікації (на 1...2 %).

Основні переваги використання автоматизованого розпізнавання міської рослинності та водойм у порівнянні з наземними методами вимірювань і аерофотозніманням [8, 11, 12]:

- широка оглядовість (зйомка великих територій за короткий строк);
- висока оперативність (виконання зйомки та обробка займають менше однієї доби);

- мінімізація суб'єктивних помилок (високий рівень автоматизації процедур обробки);
 - максимальна вірогідність (мінімізація помилок і виключення фальсифікації);
 - висока періодичність (можливість здійснювати зйомку з періодичністю до декількох разів на добу, використовуючи угруповання супутників);
 - багатодисциплінарність (можливість використання тих самих знімків для вирішення широкого переліку прикладних завдань в інтересах різних споживачів);
 - відсутність необхідності одержання юридичних дозволів на зйомку об'єктів, що дозволяє знімати будь-які бажані об'єкти;
 - повна безпека (можна проводити моніторинг, не контактуючи при цьому з небезпечним об'єктом, тобто без ризику для здоров'я й життя людей);
 - максимальна доступність (можна знімати об'єкти, які розташовуються у важкодоступних місцях);
 - висока детальність, достатня для більшості практичних застосувань (просторове розрізнення 30...80 см для комерційних супутників);
 - синхронність одержання даних (одночасне спостереження за великою кількістю об'єктів, розташованих на значному віддаленні один від одного);
 - висока економічна ефективність (істотне скорочення витрат на створення та експлуатацію системи автоматизованого відновлення цифрових карт міст, особливо при використанні спеціалізованих геоінформаційних вебсервісів).
- Область практичного застосування** запропонованої методики досить велика, оскільки вона дозволяє більш ефективно та оперативно проводити відновлення карт великих міст, які в наш час повсюдно використовуються представниками різних галузей:
- державними структурами (муніципальними службами, контрольними органами, відомчими організаціями тощо);
 - комерційними структурами (туристичними агентствами, торговельними фірмами, транспортними компаніями, приватними підприємствами тощо);

- населенням, що проживає на території мегаполісів і туристами (як правило, це наймасовіший користувач картографічних і геоінформаційних вебсервісів).

Використання в освітньому процесі. Матеріали досліджень були використані при підготовці лекційних і лабораторних занять, включених до складу учбово-методичного комплексу «Обробка багатоспектральних супутникових знімків надвисокого просторового розрізнення», що викладається студентам старших курсів Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара в рамках навчальної дисципліни «Системи ДЗЗ», а також використовується при написанні курсових і дипломних робіт. У ході лабораторних робіт студентами ведеться експериментальне відпрацювання і тестування запропонованої методики з використанням багатоспектральних знімків різних ділянок Землі, отриманих з діючих супутників ДЗЗ.

Напрямки подальших досліджень. На даний час ведуться роботи з модернізації даної методики з метою наступної її реалізації у вигляді геоінформаційного вебсервісу [10, 15], призначеного для автоматизованого відновлення цифрових карт великих міст.

У порівнянні із традиційним використанням спеціалізованих програмних пакетів для обробки даних і потужних комп'ютерів така реалізація запропонованої методики дасть додаткові істотні організаційні, технічні та економічні переваги:

- можливість роботи безпосередньо в браузері, що не вимагає установки додаткового програмного забезпечення у клієнта;
- програмна та апаратна незалежність, що дозволяє використовувати даний вебсервіс на мобільних пристроях;
- можливість збереження результатів обробки знімків на сервері, що дозволяє всім клієнтам користуватися вебсервісом незалежно від їхнього місця перебування;
- висока економічна ефективність (не потрібні потужні комп'ютери і дороге програмне забезпечення);
- мінімальні вимоги до рівня підготовки користувачів (немає необхідності витратити багато

часу на вивчення більших і складних програмних пакетів).

Для підвищення рівня автоматизації і точності географічної прив'язки багатоспектральних знімків зі супутника «Jilin-1A» планується протестувати і використовувати нові алгоритми геоприв'язки з використанням швидкого перетворення Фур'є [6, 7].

Також ведеться експериментальне тестування і подальша модернізація запропонованої методики з використанням багатоспектральних знімків різних ділянок Землі, отриманих з нових оптико-електронних супутників надвисокого просторового розрізнення з метою визначення оптимальних параметрів обробки даних ДЗЗ для основних типів сучасних бортових сканерів з урахуванням регіону та умов зйомки. Крім того, провадиться успішне тестування спрощеної версії даної методики (без процедур попередньої обробки) з використанням багатоспектральних аерофотознімків.

Висновки. Проведено експериментальне тестування розробленої методики автоматизованого розпізнавання рослинності і водойм на території міст за багатоспектральними знімками надвисокого просторового розрізнення видимого та ІЧ-діапазонів, отриманих зі супутника «Jilin-1A».

Результати обробки знімків, отриманих за запропонованою методикою, підтвердили досить високу точність автоматизованого виділення границь розпізнаних водних та рослинних об'єктів з результатами інтерактивного візуального розпізнавання цих же знімків. На різних тестових ділянках отримано добре розділення класів рослинності і води при тих самих налаштуваннях порогів бінаризації.

Основні фактори, що стримують прикладне використання багатоспектральних знімків зі супутника «Jilin-1A» (низька точність геоприв'язки і вузький динамічний діапазон) можуть бути мінімізовані шляхом додаткових процедур на етапах попередньої обробки (кореляційна прив'язка) і тематичної обробки (таблиця коефіцієнтів-поправок для спектральних індексів).

Запропонована методика дозволяє істотно підвищити оперативність і вірогідність відновлення карт великих міст у порівнянні із традиційною наземною GPS-зйомкою та аерофотозніманням при одночасному зниженні фінансових витрат. Завдяки високому ступеню автоматизації і мінімізації необхідних обчислень (у порівнянні з методами, що використовують складні класифікатори і нейронні мережі) розроблена методика може бути реалізована у вигляді геоінформаційного вебсервісу, що функціонує як в інтересах широкого кола державних служб і комерційних структур, так і в інтересах населення мегаполісів і туристів.

Для точнішого визначення попередніх кількісних характеристик якості автоматизованого розпізнавання рослинності і водойм за розробленою методикою у майбутньому бажано синхронно із супутниковою зйомкою проводити зйомки з БПЛА на окремих контрольних ділянках. Також для більш коректної оцінки стійкості і повторюваності результатів автоматизованого розпізнавання міської рослинності та водойм по знімках надвисокого просторового розрізнення доцільно провести відпрацювання запропонованої методики на більшій кількості супутникових знімків зі супутника «Jilin-1A», отриманих у різні сезони та в різних кліматичних зонах.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бардиш Б., Бурштинська Х. Використання вегетаційних індексів для ідентифікації об'єктів земної поверхні. *Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва*. 2014. Вип. 2. С. 82—88.
2. Беленок В. Ю., Деркач Д. І., Руль Н. В. Використання аерокосмічних методів та методів обробки даних дистанційного зондування Землі для екологічного моніторингу Каховського водосховища. *Вісник Астрон. школи*. 2017. 13, № 1. С. 54—63.
3. Бурштинська Х. В., Поліщук Б. В., Ковальчук О. Ю. Дослідження методів класифікації космічних знімків високого розрізнення. *Геодезія, картографія та аерофотознімання: Зб. наук. пр.* 2013. Вип. 78. С. 101—110.
4. Вишневецький В. І., Шевчук С. А. Оцінювання стану водних об'єктів Києва за даними дистанційного зондування Землі. *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2016. № 11. С. 9—14.

5. Зацерковний В. І., Оберемок Н. В., Тішаєв І. В., Казанюк Т. А. Використання технологій геоінформаційних систем та дистанційне зондування землі для моніторингу водних об'єктів. *Наукоємні технології*. 2017. № 1 (33). С. 78—88.
6. Кравченко О. М., Лавренюк М. С., Куцуль Н. М. Алгоритм географічної прив'язки знімків супутника «Січ-2». *Наук. пр. ДонНТУ. Сер. Інформатика, кібернетика та обчислювальна техніка*. 2013. № 2 (18). С. 71—79.
7. Куцуль Н. М., Басараб Р. М., Кравченко О. М., Лавренюк М. С., Кригін В. М., Рева К. В. Програмно-технічний комплекс автоматичної географічної прив'язки супутникових даних КС ДЗЗ «Січ-2». *Пробл. програмування*. 2014. № 2-3. С. 303—311.
8. Куцуль Н. М., Шелестов А. Ю., Яйлимов Б. Я., Шуміло Л. Л., Яйлимова Г. О., Лавренюк М. С., Колос Л. М., Підгородецька Л. В. Urban atlas для міст України на основі супутникових даних високого розрізнення. *Космічна наука і технологія*. 2019. **25**, № 6. С. 51—60.
9. Мозговой Д. К. Оперативный спутниковый мониторинг растительности и водоемов на территории городов. *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2018. № 17. С. 18—25.
10. Мозговой Д. К., Васильев В. В. Мониторинг природных и антропогенных процессов с помощью веб-сервиса Landsat Viewer. *Вісник ДНУ. Ракетно-космічна техніка*. 2016. **24**, № 4, вип. 19. С. 95—101.
11. Пазинич Н. В., Ліщенко Л. П., Мичак А. Г., Філіпович В. Є., Теремко О. М. Використання матеріалів дистанційного зондування Землі при вирішенні завдань екологічної геоморфології в міських умовах (на прикладі долини р. Либідь в м. Києві). *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2015. № 5. С. 33—36.
12. Пестова І. О. *Методика оцінювання стану рослинності урбанізованих територій з використанням багатоспектральних космічних знімків*: Дис. ... канд. техн. наук. Київ, 2015. 172 с.
13. Соколовська А. В. Космічний моніторинг екологічного стану міських територій (на прикладі міста Києва). *Космічна наука і технологія*. 2013. **19**, № 4. С. 44—49.
14. Станкевич С. А., Пестова І. А. Картирование изменений растительного покрова Киевской агломерации на основе долговременных временных рядов многоспектральных космических снимков Landsat. *Современные пробл. дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2014. **11**, № 2. С. 187—196.
15. Станкевич С. А., Пестова І. О. Геоінформаційний сервіс оброблення даних для оцінювання стану рослинності урбанізованих територій. *Вісник геодезії та картографії*. 2014. № 3. С. 23—26.
16. Томченко О. В., Хижняк А. В. Вегетаційні індекси, як інструмент оцінки і моніторингу стану земельних ресурсів. *Новітні технології: зб. наук. пр. ПВНЗ «Університет новітніх технологій»*. 2016. № 1 (1). С. 13—15.
17. Улицький О. А., Єрмаков В. М., Луньова О. В., Буглак О. В. Методика застосування ортотрансформованих космічних знімків для оцінки стану навколишнього середовища. *Космічна наука і технологія*. 2019. **25**, № 4. С. 48—56.
18. Федоровський О. Д., Хижняк А. В., Дьяченко Т. Н., Якимчук В. Г., Подгорняк Д. Л., Суханов К. Ю., Томченко О. В. Космічний моніторинг водних потоків гірлових областей річок (на прикладі Дніпра та Дунаю). *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 2. С. 11—16.
19. Філіпович В. Є. Особливості космічного моніторингу урбанізованих ландшафтів. *Фізична географія та геоморфологія*. 2013. Вип. 3. С. 143—150.
20. Шапар А. Г., Тараненко О. С. Визначення техногенних та природних змін на порушених гірничими роботами землях за даними ДЗЗ. *Екологічна безпека*. 2018. № 2 (26). С. 61—69.
21. Шевчук С. А., Шевченко І. А. Визначення екологічного стану водосховищ за допомогою методів дистанційного моніторингу. *Меліорація і водне господарство*. 2013. Вип. 100(2). С. 42—53.
22. Яйлимов Б. Я., Лавренюк М. С., Шелестов А. Ю., Колотій А. В., Яйлимова Г. О., Федоров О. П. Методи визначення істотних змінних для оцінки стану земного покриву. *Космічна наука і технологія*. 2018. **24**, № 4. С. 24—37.
23. Mozgovoy D. K., Hnatushenko V. V., Vasyliov V. V. Automated recognition of vegetation and water bodies on the territory of megacities in satellite images of visible and IR bands. *ISPRS Ann. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inf. Sci.* 2018. IV-3. P. 167—172.
24. Mozgovoy D., Hnatushenko V., Vasyliov V. Accuracy Evaluation of Automated Object Recognition Using Multispectral Aerial Images and Neural Network. *International Conference on Digital Image Processing*. Shanghai, East China Normal University, May 11—14, 2018.
25. Satellite Missions Database. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions> (дата звернення: 19.10.2020).

Стаття надійшла до редакції 19.10.2020

REFERENCES

1. Bardysh B., Burshtynska H. (2014). The use of vegetation indices to identify objects on the Earth's surface. *Suchasni dosyagnennya geodezichnoyi nauky ta vyrobnytstva*, 2, 82–88 [In Ukrainian].
2. Belenok V. Yu., Derkach D. I., Rul N. V. (2017). Vykorystannya aerokosmichnyh metodiv ta metodiv obrobky danykh dystancijnoho zonduvannya Zemli dlya ekologichnogo monitoryngu Kahovskogo vodoskhovyscha. *Visnyk Astron. shkoly*, 13, № 1, 54–63 [In Ukrainian].
3. Burshtynska Kh. V., Polishchuk B. V., Kovalchuk O. Yu. (2013). Research of methods for classification of forests using satellite images of high resolution. *Geodeziya, kartografiya ta aerofotoznimannya*, 78, 101–110.
4. Vyshnevskiy V. I., Shevchuk S. A. (2016). Evaluation of status of Kyiv water bodies using remote sensing data. *Ukr. J. remote sensing*, № 11, 9–14 [In Ukrainian].
5. Zatserkovnyi V. I., Oberemok N. V., Tishaev I. V., Kazanyuk T. A. (2017). Use of technologies of geoinformation systems and remote sensing of the Earth for monitoring of water objects. *Science-Based Technologies*, № 1 (33), 78–88 [In Ukrainian].
6. Kravchenko O. M., Lavrenyuk M. S., Kussul N. M. (2013). Sich-2 satellite image georeferencing algorithm. Works of DonNTU. Ser. *Informatics, Cybernetics and Computer Science*, № 2 (18), 71–79 [In Ukrainian].
7. Kussul N. M., Basarab R. M., Kravchenko O. M., Lavrenyuk M. S., Krygin V. M., Reva K. V. (2014). Software technical complex automatically geographical binding of satellite Sich 2 remote sensing data. *Programming Problems*, № 2-3, 303–311 [In Ukrainian].
8. Kussul N. M., Shelestov A. Yu., Yailymov B. Ya., Shumilo L. L., Yailymova H. O., Lavreniuk M. S., Kolos L. M., Pidgorodetska L. V. (2019). Urban Atlas for Ukrainian cities on the basis of high-resolution satellite data. *Kosm. nauka tehnol.*, 25(6), 51–60 [In Ukrainian].
9. Mozgovoy D. K. (2018). Operational satellite monitoring vegetation and water objects in the territory of cities. *Ukr. J. remote sensing*, № 17, 18–25 [In Russian].
10. Mozgovoy D. K., Vasil'yev V. V. (2016). Monitoring of natural and anthropogenic processes using the Landsat Viewer web service. *Bull. DNU. Rocket and space technology*, 24 (4), 13, 95–101 [In Russian].
11. Pazinich N. V., Lischenko L. P., Mychak A. G., Filipovych V. Ye., Teremenko O. M. (2015). Decision of task of ecological geomorphologic in the Kyiv city with the use of remote sensing data (on the example of Lybid river valley). *Ukr. J. remote sensing*, 5, 33–36 [In Ukrainian].
12. Pestova I. O. (2015). *Methods of estimating the state of vegetation of urban areas using multispectral space images*: Dis. ... Cand. tech. Sci. Kyiv. [In Ukrainian].
13. Sokolovska A. V. (2013). Space monitoring of ecological condition of urban territories (the Kyiv city is used as an example). *Kosm. nauka tehnol.*, 19(4), 44–49 [In Ukrainian].
14. Stankevich S. A., Pestova I. A. (2014). Vegetation cover changes mapping within Kiev metropolis agglomeration using long-term time series of Landsat multispectral satellite imagery. *Modern problems of remote sensing of the Earth from space*, 11, № 2, 187–196 [In Russian].
15. Stankevich S. A., Pestova I. O. (2014). Geoinformation service of data processing for estimation of a condition of vegetation of the urbanized territories. *Bulletin of Geodesy and Cartography*, № 3, 23–26 [In Ukrainian].
16. Tomchenko O. V., Khyzhnyak A. V. (2016). Vegetation indices as a tool for assessing and monitoring the state of land resources. *Emerging technologies*, 1(1), 13–15 [In Ukrainian].
17. Ulytsky O., Yermakov V., Lunova O., Buglak O. (2019). Technique for orthotransformed satellite imagery application in environmental assessment. *Kosm. nauka tehnol.*, 25(4), 48–56 [In Ukrainian].
18. Fedorovskiy A. D., Khyzhniak A. V., Diachenko T. N., Yakimchuk V. G., Pidhorniak D. L., Sukhanov K. Yu., Tomchenko O. V. (2017). Space monitoring of water stream in estuarial areas (by the example of the Dnieper and the Danube). *Kosm. nauka tehnol.*, 23(2), 11–16 [In Ukrainian].
19. Filipovych V. Ye. (2013). Features of space monitoring of urban landscapes. *Phys. geogr. and geomorphol.* 3, 143–150 [In Ukrainian].
20. Shapar A. H., Taranenko O. S. (2018). Determination of technogenic and natural changes in the mining lands by remote sensing data. *Ecological safety*, № 2 (26), 61–69 [In Ukrainian].
21. Shevchuk S. A., Shevchenko I. A. (2013). Determination of ecological condition of reservoirs by means of methods of remote monitoring. *Land Reclamation and Water Management*, 100(2), 42–53 [In Ukrainian].
22. Yailymov B. Ya., Lavreniuk M. S., Shelestov A. Yu., Kolotii A. V., Yailymova H. O., Fedorov O. P. (2018). Methods of essential variables determination for the Earth's surface state assessing. *Kosm. nauka tehnol.*, 24(4), 24–37 [In Ukrainian].
23. Mozgovoy D. K., Hnatushenko V. V., Vasyliov V. V. (2018). Automated recognition of vegetation and water bodies on the territory of megacities in satellite images of visible and IR bands. *ISPRS Ann. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inf. Sci.*, IV-3, 167–172.

24. Mozgovoy D., Hnatushenko V., Vasyliiev V. (2018). *Accuracy evaluation of automated object recognition using multispectral aerial images and neural network*. Int. Conf. on Digital Image Processing. Shanghai, East China Normal University.
25. *Satellite Missions Database*. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions> (Last accessed: 19.10.2020).

Received 19.10.2020

O. L. Makarov¹, Deputy General Designer of Missile & Space Launch System Development, Management, Tests and Operations, Ph. D. in Tech., Member of IAA, Honored Machine Builder of Ukraine, Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine

K. H. Bilousov¹, Chief Designer – Head of Spacecraft, Measuring Systems and Telecommunications

D. N. Svyarenko², Vice-rector for Scientific and Pedagogic Work, Ph. D. in Tech.,

Associate Professor at the Department of Telecommunication Systems and Networks

V. S. Khoroshylov¹, Head of Department in the Design Office of Spacecrafts and Sites System Engineering,

Dr. Sci. in Tech., Professor, «Honored Worker of Science and Technology of Ukraine»

D. K. Mozgovoy², Associate Professor at the Department of Physics, Electronics, and Computer Systems, Ph. D. in Tech.

V. M. Popel¹, Deputy Chief of the Department in the Design Office of Spacecrafts and Sites System Engineering

¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office

3, Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

² Oles Honchar Dnipro National University

72, Gagarina Ave, Dnipro, 49010 Ukraine

AUTOMATIZED RECOGNITION OF URBAN VEGETATION AND WATER BODIES BY JILIN-1A SATELLITE IMAGES

The results of testing the developed techniques for automatized recognition of vegetation and water bodies on the urban territory by multispectral images from the Jilin-1A satellite are given.

The research included automatized recognition of vegetation and water bodies on the selected observation territory based on images with super high spatial resolution in the visual and infrared range and consequent comparison of the obtained results with the results of visual decoding.

The obtained results of processing the images from the Jilin-1A satellite in accordance with the proposed techniques confirmed the sufficiently high accuracy of automatized edge enhancement of recognized objects as compared to the results of interactive visual recognition of these images. Different test areas provided a good separation of vegetation and water types with the same thresholding customization.

The accuracy of automatized classification of vegetation and water bodies (without considering the standard errors) for different test areas was within 81...92 %, and values of kappa-coefficient were within 0.68 to 0.85.

Comparison of normalized index images received from Jilin-1A and Sentinel-2A satellites showed slight discordance in *NDVI* values and significant discordances for *NDWI* and *MNDWI* that are caused by the usage of different spectral channels (SWIR and NIR). These discordances can be sufficiently reduced when using correction coefficients.

Analysis of the influence of output image resolution reduction (from 10 to 8 bit) and subsequent informational compressing (JPEG lossy and JPEG2000 lossless) on results of automatized recognition of vegetation and water bodies confirmed the validity and efficiency of these techniques. The volume of saved and transmitted files significantly decreased (in 80...100 times) with a slight reduction of classification accuracy (by 1...2 %).

The proposed techniques make it possible to increase significantly the efficiency and probability of renewing maps of big cities and to reduce financial expenditures as compared to the traditional ground GPS-surveying and aerosurveying.

The high-level automatization of image processing and minimization of necessary calculations (as compared to techniques that use complex classifiers and neural networks) allow to implement the developed technique as a geographic information web service that satisfies the needs of a wide circle of government services and commercial structures and can be useful for megapolis population and tourists.

Keywords: satellite monitoring, multispectral images, image processing, spectral indices, map renewal.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.054>
УДК 533.95

В. О. ШУВАЛОВ, зав. відділу, д-р техн. наук, проф., лауреат Державної премії України, лауреат премії ім. М. К. Янгеля НАН України

E-mail: vashuvalov@ukr.net

С. М. КУЛАГІН, старш. наук. співроб., канд. техн. наук

E-mail: kulagin@vash.dp.ua

Д. М. ЛАЗУЧЕНКОВ, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук

E-mail: lazuch@ukr.net

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

ПРИСКОРЕННЯ РЕСУРСНИХ ВИПРОБУВАНЬ ПОЛІМЕРІВ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ НА СТІЙКІСТЬ ДО ТРИВАЛОЇ ДІЇ АТОМАРНОГО КИСНЮ В ІОНОСФЕРІ ЗЕМЛІ

Розроблено процедуру прискорених ресурсних випробувань полімерних конструкційних матеріалів космічних апаратів (КА) на їхню стійкість до тривалої дії потоків атомарного кисню (АК) в іоносфері Землі на висотах від 200 до 700 км. Процедура включає: опромінювання полімерів високоенергійними іонами атомарного кисню потоку розрідженої плазми і використання полііміду картоп-Н як еталонний матеріал. Умовою еквівалентності режимів взаємодії «АК — полімер» в іоносфері Землі і на спеціалізованому стенді є рівність втрат маси тестованого матеріалу. Базою для обґрунтування процедури прискорених випробувань є отриманий висновок, згідно з яким при опромінюванні полімеру картоп-Н високоенергійними іонами атомарного кисню в діапазоні енергій від 30 до 800 еВ деградацію полііміду визначає процес хімічного травлення матеріалу. Для обґрунтування процедури прискорення ресурсних випробувань полімерних конструкційних матеріалів космічних апаратів на стійкість до тривалої дії потоків атомарного кисню отримано залежності втрати маси та об'ємного коефіцієнта втрати маси (реакційної спроможності) полііміду картоп-Н та тефлону FEP-100A від флюенса і енергії іонів атомарного кисню. Показано, що при опромінюванні полііміду картоп-Н іонами атомарного кисню з енергією від 30 до 80 еВ втрата маси матеріалу через хімічне травлення практично на порядок більша, ніж втрата маси, зумовлена кінетичним розпиленням. При опромінюванні полімеру картоп-Н високоенергійними іонами атомарного кисню потоку розрідженої плазми коефіцієнт прискорення ресурсних випробувань та флюенс атомарного кисню практично на два порядки більший, ніж коефіцієнт прискорення при опромінюванні полімеру іонами атомарного кисню з енергією 5 еВ.

Ключові слова: космічний апарат, полімерні конструкційні матеріали, іоносферна плазма, потоки атомарного кисню, прискорення випробувань.

ВСТУП

Навколосупутникове середовище на висотах 200...700 км є агресивним до полімерних матеріалів КА. Експозиція полімерів на орбітальних станціях МКС, «Мир», на КА «Space Shuttle» [10,

21, 26] показала, що коефіцієнти ерозії матеріалів (втрати маси, зменшення товщини плівок) пропорційні флюенсу атомарного кисню (АК). За результатами досліджень на КА з'явився термін «поліімідний еквівалентний флюенс АК». За

Цитування: Шувалов В. О., Кулагін С. М., Лазученков Д. М. Прискорення ресурсних випробувань полімерів космічних апаратів на стійкість до тривалої дії атомарного кисню в іоносфері Землі. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 54—64. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.054>

еталонний полімер до дії АК прийнято поліімід kapton-H. Атомарний кисень на висотах 200...700 км іонізований, ступінь іонізації $10^{-4}...10^{-1}$ [3]. Натурні дослідження свідчать, що деградація полімерів триває протягом всього терміну експлуатації матеріалів на орбіті [17, 21].

Інформацію про зміни властивостей полімерних матеріалів зовнішніх поверхонь КА під впливом АК при тривалій експлуатації в іоносфері Землі можна отримати тільки експериментально — за результатами супутникових або стендових випробувань. Одним із напрямків вирішення задачі є фізичне моделювання або імітація дії потоків АК на матеріали у спеціалізованих стендах.

Умовам експозиції полімерів у іоносфері Землі на висотах 200...700 км при середньому рівні сонячної активності відповідають такі значення параметрів АК [3, 16]:

- енергія атомів кисню $E_{AK} \approx 4.7...5.0$ еВ (на круговій орбіті швидкість КА $U_{KA} \approx 7.5...7.8$ км/с),
- концентрація атомів кисню $N_{AK} \approx 10^6...4 \cdot 10^9$ см $^{-3}$,
- щільність потоку атомів кисню $\Phi_{AK} = N_{AK} \times U_{KA} \approx 8 \cdot 10^{11}...3 \cdot 10^{15}$ см $^{-2}$ с $^{-1}$,
- річний флюенс атомів кисню $F_{AK} = \Phi_{AK} \cdot t \approx 2.5 \cdot 10^{19}...9 \cdot 10^{22}$ см $^{-2}$, де t — час експозиції.

На спеціалізованих стендах, як правило, використовують імпульсні і стаціонарні потоки АК з енергією $E_{AK} \approx 5...10$ еВ і $\Phi_{AK} \approx 10^{15}...10^{16}$ см $^{-2}$ с $^{-1}$ [3, 4, 25].

Стенові дослідження деградації полімерів при тривалій дії АК повинні відповідати часу експозиції і орбітальним флюенсам АК. Для імітації на стенді умов тривалої експлуатації полімерів (дії АК з високими флюенсами на матеріали КА в іоносфері Землі) можна використовувати потоки іонів плазми атомарно-молекулярного кисню з підвищеною концентрацією ($N_{iAK} \approx 10^9...10^{10}$ см $^{-3}$) при енергіях $E_{iAK} \approx 5$ еВ або потоки плазми з енергією іонів атомарного кисню $E_{iAK} \approx 30...80$ еВ і $\Phi_{iAK} \geq 10^{16}$ см $^{-2}$ с $^{-1}$. Реалізувати на спеціалізованих стендах опромінювання полімерів потоками з високими флюенсами АК при енергіях $E_{AK} \approx 5$ еВ дуже важко.

Метою даної роботи є розроблення процедури прискорених ресурсних випробувань полімерів

на стійкість до дії АК в іоносфері в умовах тривалої експлуатації матеріалів на орбіті шляхом опромінювання їх на стенді високоенергійними іонами потоків розрідженої плазми атомарно-молекулярного кисню ($E_{iAK} \approx 5...80$ еВ) і використання поліімиду kapton-H як еталонний полімерний матеріал.

УМОВИ ФІЗИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ТРИВАЛОЇ ДІЇ ПОТОКІВ АТОМАРНОГО КИСНЮ НА ПОЛІМЕРИ КА

Ключовим параметром, що характеризує ступінь деградації полімеру при дії АК в іоносфері Землі і на стенді, є втрата маси матеріалу. За критерій еквівалентності при стендовому відтворенні тривалої дії потоків АК прийнято рівність втрати маси ΔM_W (або зменшення товщини δx_W полімерної плівки) при експозиції її в іоносфері Землі і на спеціалізованому стенді:

$$\Delta M_W^{(N)} = \Delta M_W^{(M)} \text{ або } \delta x_W^{(N)} = \delta x_W^{(M)}, \quad (1)$$

де індекс « N » відповідає натурним умовам в іоносфері Землі; « M » — умовам стендових ресурсних випробувань; $\Delta M_W = \rho_W R_e F_{AK} = \rho_W \delta x_W$, ρ_W і R_e — густина і об'ємний коефіцієнт втрати маси матеріалу (реакційна спроможність [3]). З рівностей (1) випливає зв'язок між параметрами, які характеризують умови експлуатації матеріалів в іоносфері Землі, з їхніми значеннями при тестуванні зразка матеріалу на стенді:

$$F_{AK}^{(N)}(E_{AK}^{(N)}) = F_{AK}^{(M)}(E_{iAK}^{(M)}) \cdot R_e(E_{iAK}^{(M)}) / R_e(E_{AK}^{(N)}), \quad (2)$$

де $E_{AK}^{(N)} = 5$ еВ, $E_{iAK}^{(M)}$ — енергія іонів АК у потоці плазми.

З виразу (2) отримаємо умови для коефіцієнта прискорення випробувань на стенді:

$$k_y = \frac{t^{(N)}}{t^{(M)}} = \frac{N_{iAK}^{(M)}}{N_{AK}^{(N)}} \cdot \left(\frac{E_{iAK}^{(M)}}{E_{AK}^{(N)}} \right)^{0.5} \frac{R_e(E_{iAK}^{(M)})}{R_e(E_{AK}^{(N)})}. \quad (3)$$

Прискорені ресурсні випробування можуть бути реалізовані у двох режимах:

1. $E_{iAK}^{(M)} = E_{AK}^{(N)} = 5$ еВ, $N_{iAK}^{(M)} > N_{AK}^{(N)}$

і

$$R_e(E_{iAK}^{(M)}) = R_e(E_{AK}^{(N)}),$$

тоді

$$k_{ly} = \frac{t^{(N)}}{t^{(M)}} = \frac{N_{iAK}^{(M)}}{N_{AK}^{(N)}} > 1. \quad (4)$$

$$2. E_{iAK}^{(M)} > E_{iAK}^{(N)}, N_{iAK}^{(M)} > N_{iAK}^{(N)}$$

і

$$R_e(E_{iAK}^{(M)}) > R_e(E_{iAK}^{(N)}),$$

тоді

$$k_{2y} = \frac{t^{(N)}}{t^{(M)}} = k_{1y} \cdot \xi, \quad (5)$$

де

$$\xi = \left(\frac{E_{iAK}^{(M)}}{E_{iAK}^{(N)}} \right) \cdot \frac{R_e(E_{iAK}^{(M)})}{R_e(E_{iAK}^{(N)})} \gg 1.$$

З виразів (4), (5) маємо $k_{2y} \gg k_{1y}$, тобто процес випробувань у режимі 2 відносно режиму 1 «прискорюється» пропорційно ξ . При стендових випробуваннях полімерного матеріалу за результатами вимірювань втрати маси $\Delta M_W(E_{iAK}^{(M)})$ і (або) зменшення товщини плівки $\delta x_W(E_{iAK}^{(M)})$ для параметрів $F_{iAK}^{(M)}, E_{iAK}^{(M)}, t^{(M)}$, що характеризують умови тестування, обчислюється об'ємний коефіцієнт втрати маси полімеру:

$$R_{eW}(E_{iAK}^{(M)}) = \frac{\Delta M_W^{(M)}}{\rho_W F_{iAK}^{(M)}} = \frac{\delta x_W}{F_{iAK}^{(M)}}. \quad (6)$$

Для оцінки параметрів $F_{iAK}(E_{iAK}^{(N)})$ і $R_e(E_{iAK}^{(N)})$, що характеризують умови експлуатації матеріалу в іоносфері, у співвідношенні (2) як еталонний матеріал можна використати поліілід kapton-H. Із співвідношення

$$\begin{aligned} \Delta M_W / \Delta M_k &= \rho_W R_{eW} F_W / \rho_k R_{ek} F_k = \\ &= \rho_W \delta x_W / \rho_k \delta x_k \end{aligned}$$

маємо

$$R_{eW}(E_{iAK}) = R_{ek}(E_{iAK}) = \frac{\delta x_W(E_{iAK})}{\delta x_k(E_{iAK})} \cdot \frac{F_k(E_{iAK})}{F_W(E_{iAK})}, \quad (7)$$

де індекс «W» позначає матеріал, що тестується; індекс «k» — поліілід kapton-H.

Для фіксованих значень флюенса АК співвідношення (7) можна подати у вигляді

$$R_{eW}(E_{iAK}^{(N)}) = R_{ek}(E_{iAK}^{(N)}) \frac{\delta x_W(E_{iAK})}{\delta x_k(E_{iAK})}. \quad (8)$$

Флюенс $F_{iAK}(E_{iAK}^{(N)})$ для умов експлуатації полімеру в іоносфері Землі, які відповідають умовам стендових випробувань, визначиться з виразу (2) після підстановки $R_e(E_{iAK})$ і $R_e(E_{iAK}^{(N)})$ з (6), (8).

Діапазон припустимих навантажень при прискорених випробуваннях визначають умови для

потoku АК: $\Phi_{iAK}^{(N)} \leq \Phi_{iAK}^{(M)} \leq \Phi_{iAK}^{(\max)}$ [2]. При стендових випробуваннях в умовах тривалої дії АК на матеріали КА цьому діапазону відповідає умова, згідно з якою процеси на поверхні матеріалу, ініційовані одним зіткненням, не повинні перебиватися у часі. На стенді повинні виконуватися умови: $N_{iAK}^{(M)} \leq 10^{12} \text{ см}^{-3}$ і $\Phi_{iAK}^{(M)} \leq 10^{18} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$. Ці умови прийнятні для більшості матеріалів КА: для полімерів $\Phi_{iAK}^{(\max)} \leq 10^{20} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$, для металів — $\Phi_{iAK}^{(\max)} \leq 10^{27} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$ [2].

ТЕХНІКА ПРИСКОРЕНИХ ВИПРОБУВАНЬ

Експериментальні дослідження проводилися на стенді Інституту технічної механіки НАН України і Державного космічного агентства України. Стенд відноситься до класу плазмових труб. Система відкачування продуктивністю для повітря до 50 м³/с (вакуумний електророзрядний агрегат і система турбомолекулярних насосів), наявність кріопанелей, охолоджуваних рідким азотом, дають можливість створювати у вакуумній камері стенда — циліндрі діаметром 1.2 м і довжиною 3.5 м — статичне розрідження порядку 10⁻⁵ Па, а при натіканні газу — 10⁻³ Па.

Зразки матеріалів і діагностичні засоби стенда розміщено на рухомих платформах (верхній і нижній) із чотирма ступенями свободи кожна. Платформи забезпечують кутові і поперечні переміщення в горизонтальній площині, переміщення у вертикальній площині і обертання навколо вертикальної осі. Точність відліку для лінійних переміщень — 0.5 мм, для кутових — 0.5°. В ході експерименту зразки матеріалів і діагностичні зонди можуть переміщатися практично в будь-яку точку в потоці плазми і в об'ємі вакуумної камери стенда.

Як матеріали КА використовувалися полімерні плівки товщиною $x_W \approx 50.7$ мкм: поліілід kapton-H (C₂H₁₀O₅N₂, об'ємна щільність $\rho_W \approx 1.42 \text{ г/см}^3$) і тефлон FEP-100A ((C₂F₄)_n; $\rho_W \approx 2.15 \text{ г/см}^3$). Зразки виготовлено у вигляді дисків діаметром 50 мм; діаметр поверхні плівки, що опромінюється, дорівнює 45 мм. Зразки матеріалів розміщено на підкладці — диску із алюміній-магнієвого сплаву АМг-6М товщиною 3 мм, який виконує роль термостата. Вимірювання і контроль температури плівки і підкладки здійснювалися

мініатюрними термопарами діаметром 0.1 мм. При опромінюванні зразків в ході експериментів температура плівок не перевищувала 350 К.

Для вимірювання вагових характеристик матеріалів зовні вакуумної камери за 1 год до і 1 год після експозиції у потоці плазми використовувалися аналітичні ваги з похибкою до 0.1 мг. Зважування зовні вакуумної камери з інтервалом 1 год до і після вакуумування і опромінювання плазмою забезпечує ідентичні умови визначення маси $\delta M_W = M_1 - M_2$, де M_1 та M_2 — маса зразка полімеру до і після експонування у потоці плазми і у вакуумі. Внесок адсорбованих газів δM_a у повітрі при атмосферному тиску до і після вакуумування і опромінювання потоком плазми визначається таким чином:

$$\delta M_W = (M_1 + \delta M_a) - (M_2 + \delta M_a).$$

Як джерело високоенергійних іонів плазми атомарно-молекулярного кисню ($O^+ + O_2^+$) використано газорозрядний прискорювач із «саморозгоном» плазми (з іонізацією робочого тіла O_2 електронним ударом і осциляцією електронів у зовнішньому магнітному полі). Застосування прискорювача плазми дозволяє отримувати в робочій частині вакуумної камери стенда (області з рівномірним розподілом щільності, швидкості іонів і індукції зовнішнього магнітного поля) потоки АК з концентрацією іонів $N_{iAK} = 10^8 \dots 10^{10} \text{ см}^{-3}$ і енергією $E_{iAK} = 5 \dots 100 \text{ eV}$ [8, 9].

Для діагностики потоку розрідженої плазми на стенді служить мікрохвильовий інтерферометр, який працює на частоті 5.45 ГГц, і система електричних зондів [7—9]: циліндричний зонд з вольфраму радіусом $r_p = 0.2 \text{ мм}$, довжиною $l_p = 2 \text{ см}$; з молібдену — циліндричний $r_p = 45 \text{ мкм}$ та $l_p = 4.5 \text{ мм}$, сферичний — діаметром $2r_p = 4 \text{ мм}$, плоский — діаметром $2r_p = 1 \text{ см}$ і циліндр Фарадея діаметром $2r_p = 1 \text{ см}$ і висотою $l_p = 1 \text{ см}$.

Енергія іонів E_{iAK} контролюється багатоелектродним зондом енергоаналізатором діаметром 1.75 см. Розкид значень E_{iAK} не перевищує $\pm 4.5 \%$.

Реєстрація вольтамперних характеристик (ВАХ) здійснювалась в автоматичному режимі. Похибка вимірювання зондового струму не пе-

ревищує $\pm 2 \%$. Потенціал плазми вимірюється в точці розбіжності характеристик холодного і нагрітого термозонда. Розкид значень потенціалу плазми не перевищує $\pm 4 \%$. Для контролю орієнтації зразків-мішеней відносно вектора швидкості потоку АК використовувався одиночний циліндричний зонд радіусом $r_p = 0.2 \text{ мм}$, довжиною $l_p = 2 \text{ см}$. Пік іонного струму насичення, що реєструється зондом при обертанні в горизонтальній площині (навколо вертикальної осі), відповідає орієнтації осі зонда вздовж по потоку, а півширина піку іонного струму насичення пропорційна ступеню неізотермічності T_i/T_e розрідженої плазми (T_i, T_e — температури іонів, електронів). Склад залишкового газу у вакуумній камері стенда контролює мас-спектрометр MX 7307 [7].

Паралельно з електричними зондами для визначення концентрації заряджених частинок у потоці плазми використовувався метод НВЧ-діагностики (інтерферометр). Відповідність зондових і НВЧ-вимірювань концентрації заряджених часток дозволяє, з використанням умови квазінейтральності $N_e \approx N_i$, оцінити:

- наявність негативних іонів у потоці плазми атомарно-молекулярного кисню, $(N_e + N_i^-)_{\text{зонд}} \approx N_{e\text{НВЧ}}$, де N_e — концентрації електронів, N_i^- — концентрація негативних іонів;

- сумарну концентрацію позитивних атомарних і молекулярних іонів $N_e \approx N_{i\Sigma} = N_{ia} + N_{im}$ (індекс «a» відповідає атомарним, «m» — молекулярним іонам кисню).

Методи НВЧ-діагностики засновано на розсіюванні електромагнітного випромінювання на електронах іонізованого середовища [6].

Осьовий (вздовж осі z) і радіальний (вздовж осі ρ) розподіли концентрації заряджених частинок у потоці плазми атомарно-молекулярного $N_e \approx N_{O^+ + O_2^+}$ кисню показано на рис. 1.

Ступінь дисоціації іонного компонента потоку плазми атомарно-молекулярного кисню ξ_{d_i} безпосередньо в робочій частині струменя біля поверхні зразків матеріалу контролюється електричними зондами. Ступінь дисоціації іонного компонента плазми атомарно-молекулярного кисню можна представити у вигляді

$$\xi_{d_i} = \frac{N_{ia}}{N_{i\Sigma}} = \frac{N_{ia}}{N_{ia} + N_{im}},$$

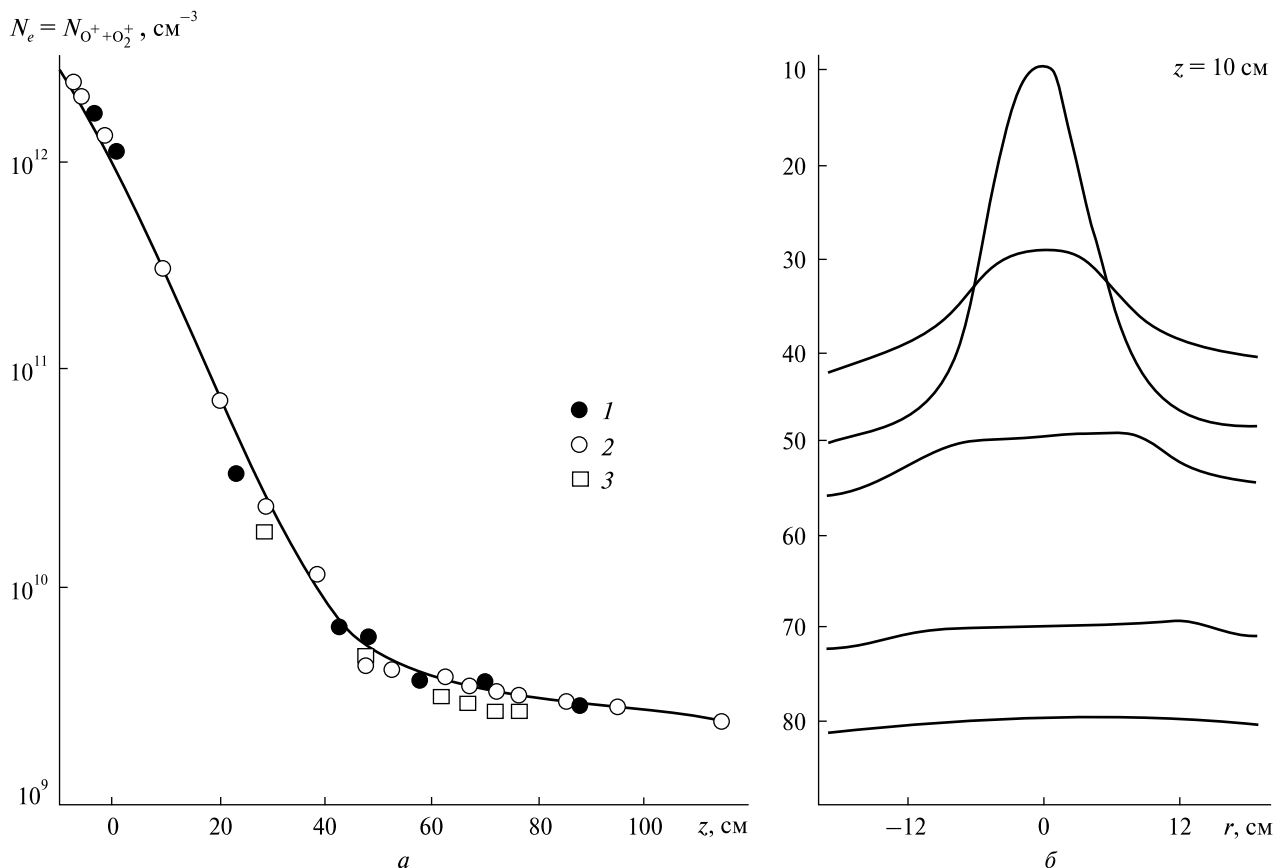


Рис. 1. Осьові (а) та радіальні (б) розподіли концентрації заряджених частинок у потоці плазми атомарно-молекулярного кисню $N_e \approx N_{O^+ + O_2^+}$: 1, 2 — циліндричний і плоский електричні зонди, 3 — НВЧ-інтерферометр

а іонний струм насичення на циліндричний зонд, орієнтований перпендикулярно до вектора швидкості потоку плазми, матиме вигляд

$$I_{i\Sigma} = I_{ia} + I_{im} = \frac{(1 + 0.4\xi_{d_i})A_p}{\pi} e N_{i\Sigma} U_{im} \sqrt{1 + \frac{2e\phi_W}{M_i U_{im}^2}},$$

тоді ступінь дисоціації іонного компонента дорівнює

$$\xi_{d_i} \approx 2.5 \left[I_{i\Sigma} / \left(I_{0i} \sqrt{1 + \frac{2e\phi_W}{M_i U_{im}^2}} \right) - 1 \right],$$

де I_{ia} , I_{im} — іонний струм насичення атомарних і молекулярних іонів, $A = 2\pi r_p l_p$ — площа поверхні зонда, e — заряд електрона, U_{im} , M_i — швидкість і маса молекулярних іонів, $\phi_W = \phi_p - \phi_0$ — потенціал зонда ϕ_p відносно потенціалу плазми ϕ_0 , $I_{0i} = (A_p / \pi) \cdot N_{i\Sigma} U_{im}$ — іонний струм на зонд при $\phi_W = 0$.

За результатами мас-спектрометричного аналізу при статичному тиску $2 \cdot 10^{-5}$ Па в залишковому газі у вакуумній камері стенда переважають молекули $CO + N_2$ і H_2 з концентрацією нейтральних молекул $N_n \approx 4.8 \cdot 10^9$ см $^{-3}$. У плазмовому струмені при робочому тиску 5 мПа основними компонентами є швидкі іони O^+ і O_2^+ . У камері іонізації і на зрізі прискорювача плазма практично повністю іонізована $N_{O^+ + O_2^+} \approx N_e$. В робочому перерізі струменя концентрація заряджених частинок $N_e \approx N_{i\Sigma} \approx 6 \cdot 10^9$ см $^{-3}$, при ступені дисоціації іонного компонента $\xi_{d_i} \approx 0.7$ концентрація іонів O^+ атомарного кисню $N_{O^+} \approx 4 \cdot 10^9$ см $^{-3}$, а іонів O_2^+ молекулярного кисню — $N_{O_2^+} \approx 2 \cdot 10^9$ см $^{-3}$.

Поверхня полімеру у потоці розрідженої плазми набуває рівноважного негативного потенціалу $\phi_f \sim -(kT_e / e) \ln(j_e / j_i)$, де $j_{e,i}$ — щіль-

ність електронного та іонного струму, k — стала Больцмана. У шарі просторового заряду іони АК прискорюються. Кінетична енергія іонів біля поверхні полімеру збільшується на величину $e(\phi_f - \phi_0) \approx 1...2$ еВ. Флюенс АК біля поверхні полімерів можна представити у вигляді

$$F_{AK} \approx F_{O^+} + F_O = N_{O^+} U_{O^+} t + N_O U_O t \approx \approx \xi_{d_i} N_{i\Sigma} U_{O^+} t \left(1 + \frac{N_O U_O}{N_{O^+} U_{O^+}} \right). \quad (9)$$

де N_O та U_O — концентрація і швидкість швидких нейтральних атомів кисню.

Нейтральні атоми кисню ($U_O \approx U_{O^+}$) у потоці розрідженої плазми утворюються:

- у процесі радіаційної і ударно-радіаційної рекомбінації при захопленні електронів швидкими O^+ іонами АК ($O^+ + e^- \rightarrow O + h\nu$, $h\nu$ — електромагнітне випромінювання фотона);

- в результаті дисоціативної рекомбінації електронів плазми з молекулярними O_2^+ іонами ($O_2^+ + e^- \rightarrow O + O$);

- при іонно-молекулярних обмінних реакціях (перезарядження іонів O^+ при зіткненнях з нейтральними молекулами O_2 залишкового газу $O^+ + O_2 \rightarrow O_2^+ + O$).

Наближено $N_O/N_{O^+} \leq N_{i\Sigma}/N_{O^+ + O_2^+} \approx 10^{-3}$, де $N_{i\Sigma}$ і $N_{O^+ + O_2^+}$ — концентрація іонів у робочому перерізі струменя і на зрізі плазмового прискорювача.

Таким чином, при $U_O \leq U_{O^+}$ маємо

$$N_O U_O / N_{O^+} U_{O^+} \ll 1,$$

і (9) матиме вигляд

$$F_{AK} \approx F_{O^+} \approx \xi_{d_i} N_{i\Sigma} U_{O^+} t. \quad (10)$$

При опромінюванні зразків полімерів потоком плазми атомарно-молекулярного кисню визначальним є вплив іонів АК.

ВТРАТИ МАСИ ПОЛІМЕРАМИ ПРІ ОПРОМІНЮВАННІ ВИСОКОЕНЕРГІЙНИМИ ІОНАМИ

На рис. 2 представлено залежності втрати маси ΔM_w полііміду kapton-H від флюенса F_i високоенергійних іонів кисню $O^+ + O_2^+$ азоту $N^+ + N_2^+$ і неону Ne^+ . При опромінюванні полііміду kapton-H високоенергійними іонами $O^+ + O_2^+$

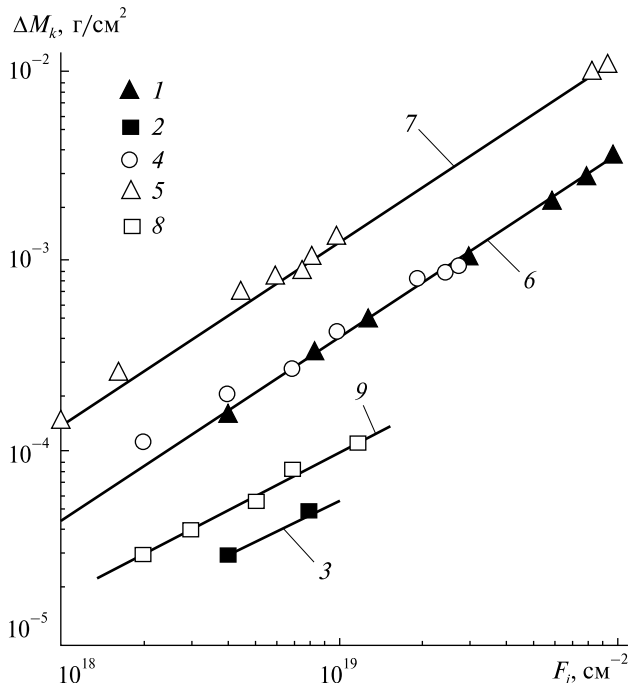


Рис. 2. Залежності втрати маси полііміду kapton-H від флюенса високоенергійних іонів $O^+ + O_2^+$, Ne^+ та $N^+ + N_2^+$: 1, 2 — дані роботи [4] (1 — опромінювання іонами АК з енергією $E_{iAK} = 30$ еВ; 2 — іони Ne^+ , $E_{Ne^+} = 30$ еВ); 3 — усереднена крива при опромінюванні полііміду іонами Ne^+ ($E_{Ne^+} = 30$ еВ); 4, 5 — вимірювання авторів при $E_{iAK} \approx 31.6$ і 80 еВ; 6, 7 — розрахункові значення $R_{ek} = 0.4(\alpha_i; E_{iAK})^{1.268} \cdot 10^{-24}$ см³/атомО для $E_{iAK} \approx 31.6$ і 80 еВ; 8 — вимірювання авторів у потоці іонів $N^+ + N_2^+$ з енергією $E_i \approx 80$ еВ; 9 — усереднена залежність для ΔM_k у потоці $N^+ + N_2^+$

деградацію, втрату маси матеріалу визначають два механізми: кінетичне розпилення та хімічне травлення ($\Delta M_k^{O^+ + O_2^+} = \Delta M_{kin} + \Delta M_{chem}$). При опромінюванні полімеру високоенергійними іонами Ne^+ та $N^+ + N_2^+$ втрату маси визначає тільки кінетичне розпилення. Для ступеня дисоціації іонів атомарно-молекулярного кисню $\xi_{d_i} \approx 0.7$ та іонів атомарно-молекулярного азоту $\xi_{d_i} \approx 0.63$ їхня середня молекулярна маса становить: $\Delta M_{O^+ + O_2^+} \approx 20.8$ а.о.м., $\Delta M_{N^+ + N_2^+} \approx 19.2$ а.о.м., а для іонів неону — $\Delta M_{Ne^+} = 20.0$ а.о.м.

При опромінюванні полімеру високоенергійними іонами (з практично однаковими молекулярними масами і енергіями) втрати маси полііміду kapton-H, зумовлені кінетичним роз-

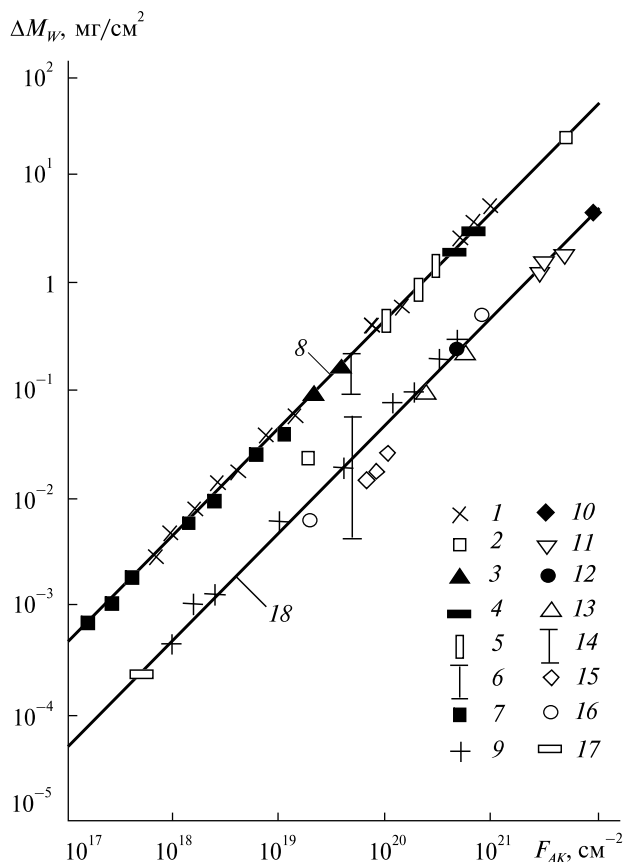


Рис. 3. Залежності втрати маси ΔM_W полімерів kapton-H і тефлон FEP-100A від флюенса F_{AK} при енергії частинок 5 еВ (1...8 — для поліміду kapton-H, 9...18 — для тефлону FEP-100A): 1 — вимірювання авторів; 2 — КА «Space Shuttle», місія STS-41G [26]; 3 — дані роботи [23]; 4 — вимірювання на орбітальній станції «Мир» [1, 10]; 5 — робота [21]; 6 — розрахунки за програмою АТОМОХ [16]; 7 — вимірювання [18]; 8 — розрахунки авторів для $R_{ek} = 3.07 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО; 9 — вимірювання авторів; 10 — дані [11]; 11 — Lockheed FEP [15]; 12 — дані [20]; 13 — експеримент на ОС «Мир» [10]; 14 — розрахунки за програмою АТОМОХ [16]; 15 — вимірювання [5]; 16 — дані [22]; 17 — стендові вимірювання [19]; 18 — розрахунки авторів для $R_{ek} = 0.23 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО

пиленням $\Delta M_{kin}^{O^+ + O_2^+} \approx \Delta M_{kin}^{Ne^+}$ ($E_i \approx 30$ кеВ) і $\Delta M_{kin}^{O^+ + O_2^+} \approx \Delta M_{kin}^{N^+ + N_2^+}$ ($E_i \approx 80$ кеВ). Наведені на рис. 2 дані (точки 1, 5 ($O^+ + O_2^+$) і 2 (Ne^+) при $E_i \approx 30$ кеВ, а також точки 7 ($O^+ + O_2^+$) і 8 ($N^+ + N_2^+$) при $E_i \approx 80$ кеВ) свідчать, що при фіксованих значеннях флюенсів іонів $\Delta M_{kin}^{O^+ + O_2^+} / \Delta M_{kin} \approx$

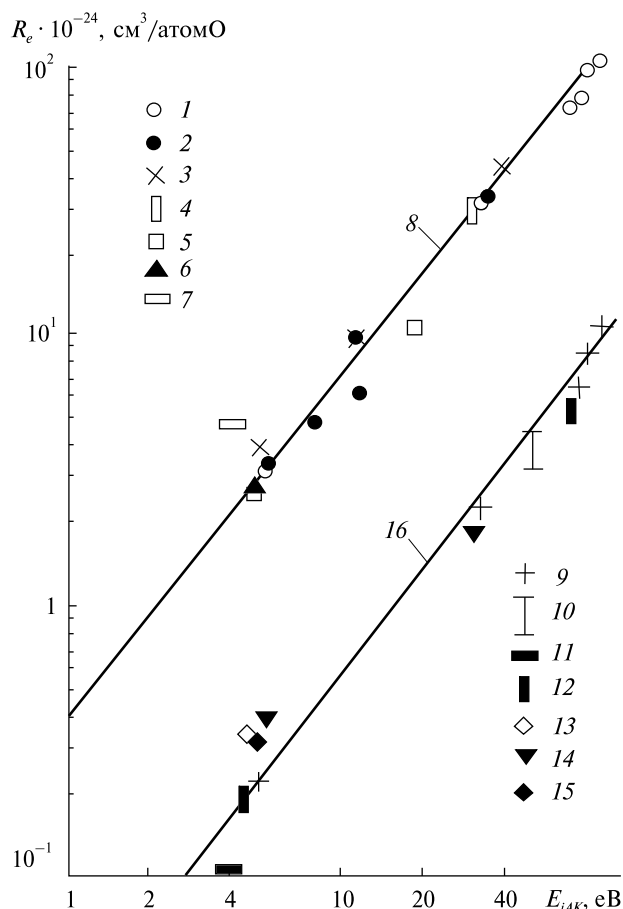


Рис. 4. Залежності від енергії іонів АК об'ємного коефіцієнта R_e втрати маси полімерів полімід kapton-H (1...8) і тефлон FEP-100A (9...16): 1 — вимірювання авторів у потоках іонів АК з енергіями $E_{iAK} \approx 5, 31.6, 70, 75, 80$ і 90 еВ; 2, 3, 5 — дані роботи [3]; 4 — [4], $E_{iAK} \approx 30$ еВ; 6 — ОС «Мир» [1, 10]; 7 — [5]; 8 — апроксимація авторів $R_{ek} = 0.4(\alpha_i; E_{iAK})^{1.268} \cdot 10^{-24}$ см³/атомО, де $\alpha_i \approx 1$ еВ⁻¹; 9 — вимірювання авторів; 10 — дані [18]; 11 — дані ЦАГІ [5]; 12 — [24]; 13 — [13]; 14 — ОС «Мир» [10]; 15 — вимірювання [24]; 16 — апроксимація авторів $R_{eFEP} \approx 0.3(\alpha_i; E_{iAK})^{1.268} \cdot 10^{-25}$ см³/атомО

$\approx 1 + (\Delta M_{chem}^{O^+ + O_2^+} / \Delta M_{kin}) > 10$. Втрати маси поліміду kapton-H за рахунок хімічного травлення АК практично на порядок вищі, ніж ΔM_{kin} , зумовлені кінетичним розпиленням.

На рис. 3 приведено залежності втрати маси полімерами kapton-H і тефлон FEP-100A від флюенса F_{AK} при енергії частинок $E_{AK} \approx 5$ еВ. При фіксованих значеннях флюенса F_{AK} для

втрати маси та товщини плівок мають місце співвідношення $\Delta M_{FEP} / \Delta M_k \approx \text{const}$ і $\delta x_{FEP} / \delta x_k \approx \text{const}$ (індекс «FEP» відповідає тефлону). Подібні співвідношення притаманні також іншим полімерним плівкам, які експлуатуються на КА, — ПМ-1Е, ПМ-А, поліетилен [3, 9].

Залежності об'ємного коефіцієнта втрати маси R_e полііміду kapton-H і тефлону FEP-100A від енергії іонів АК представлено на рис. 4. Для фіксованих значень флюенса F_{iAK} і енергії іонів АК мають місце співвідношення $\Delta R_{eFEP} / \Delta R_{ek} \approx \text{const}$ і $\Delta M_k / \Delta M_{FEP} \approx \text{const}$. Аналогічні дані при $E_{AK} \approx 5$ еВ (супутникові випробування) і $E_{iAK} \approx 20$ еВ (стендові випробування) для широкого ряду полімерів наведено в роботі [14]. Тобто, для фіксованих значень F_{iAK} і E_{iAK} полііміду kapton-H та інших полімерів мають місце співвідношення $\delta x_W(E_{iAK}) / \delta x_k(E_{iAK}) \approx \delta x_W(5 \text{ еВ}) / \delta x_k(5 \text{ еВ})$. Це дозволяє визначити величину об'ємного коефіцієнта втрати маси тестованого полімеру:

$$R_{eW}(5 \text{ еВ}) = R_{ek}(5 \text{ еВ}) \delta x_W(E_{iAK}) / \delta x_k(E_{iAK}) = \\ = R_{ek}(5 \text{ еВ}) \Delta M_{WPk} / \Delta M_{kPW}.$$

Прискорені ресурсні випробування полімерних конструкційних матеріалів КА при опромінюванні високоенергійними іонами АК характеризуються параметрами: об'ємний коефіцієнт втрати маси R_{eW} і флюенс $F_{AK}^{(N)}$ для умов тривалої експлуатації полімеру в іоносфері Землі при енергіях атомів кисню $F_{AK}^{(N)} \approx 5$ еВ.

Процедура визначення $R_{eW}(E_{AK}^{(N)} \approx 5 \text{ еВ})$ і $F_{AK}^{(N)}(E_{AK}^{(N)})$ включає декілька послідовних операцій:

1) за результатами вимірювань на стенді у потоці іонів АК з енергією E_{iAK} і флюенсом $F_{iAK}(E_{iAK})$ визначається частка втрати маси $\Delta M_W(E_{iAK}, F_{iAK})$ полімеру або відповідне зменшення товщини плівки $\delta x_W(E_{iAK}, F_{iAK})$;

2) величина об'ємного коефіцієнта втрати маси полімеру обчислюється за формулою

$$R_{eW}(E_{iAK}) = \delta x_W(E_{iAK}) / F_{iAK}(E_{iAK});$$

3) для об'ємного коефіцієнта втрати маси еталонного полімеру kapton-H використовується співвідношення

$$R_{ek}(E_{iAK}) = 0.4(\alpha_i E_{iAK})^{1.268} \cdot 10^{-24} \text{ см}^3/\text{атомО};$$

4) при фіксованому F_{iAK} флюенсі

$$(\delta x_W(E_{iAK}) / \delta x_k(E_{iAK})) = \\ = R_{eW}(E_{iAK}) / R_{ek}(E_{iAK}) = \text{const}$$

величина об'ємного коефіцієнта втрати маси визначиться з формули

$$R_{eW}(5 \text{ еВ}) = \\ = R_{ek}(E_{AK}^{(N)} = 5 \text{ еВ}) R_{eW}(E_{iAK}) / R_{ek}(E_{iAK}),$$

а флюенс АК — із співвідношення

$$F_{AK}^{(N)}(E_{AK}^{(N)}) = \\ = (R_{ek}(E_{iAK}) / R_{ek}(E_{AK}^{(N)})) \cdot F_{iAK}(E_{iAK}).$$

При стендових випробуваннях $E_{iAK} = 80$ еВ, $N_{iAK} \approx 4 \cdot 10^9 \text{ см}^{-3}$, час експозиції полімеру у потоці плазми АК $t_M^{(M)} \approx 3 \text{ год} = 1.08 \cdot 10^4 \text{ с}$, флюенс $F_{AK}^{(M)}(E_{AK}^{(M)}) = 1.34 \cdot 10^{20} \text{ см}^{-2}$, маємо

$$R_{ek}(E_{AK}^{(M)}) \approx 1.04 \cdot 10^{-22} \text{ см}^3/\text{атомО}, \\ F_{AK}^{(N)}(E_{AK}^{(N)}) \approx 4.5 \cdot 10^{21} \text{ см}^{-2}.$$

В іоносфері при $E_{AK}^{(N)} = 5$ еВ і середньому рівні сонячної активності флюенс $F_{AK}^{(N)} = 4.5 \cdot 10^{21} \text{ см}^{-2}$ відповідає річній експозиції полімеру на висоті $h \approx 380$ км (МКС). Коефіцієнт прискорення при проведенні стендових випробувань полііміду kapton-H в режимі «2» становить $k_{2y} \approx 3000$, а при опромінюванні полімеру потоком АК з енергією іонів $E_{iAK} = 5$ еВ в режимі «1» — $k_{1y} \approx 20$.

ВИСНОВКИ

Розроблено процедуру прискорених ресурсних випробувань полімерних матеріалів КА на стійкість до тривалої дії атомарного кисню при їхній експлуатації в іоносфері Землі. Процедuru можна реалізувати у двох режимах: перший включає опромінювання полімерних плівок іонами АК з енергією 5 еВ при концентрації іонів, більшій, ніж концентрація АК в іоносфері; другий — при опромінюванні полімерів високоенергійними (30...80 еВ) іонами АК і використанні полііміду kapton-H як еталонний матеріал. Показано, що коефіцієнт прискорення ресурсних випробувань при опромінюванні полііміду kapton-H іонами АК з енергіями 30...80 еВ на два порядки більший, ніж коефіцієнт прискорення при

опромінюванні полімеру іонами АК з енергією 5 еВ. Умовою еквівалентності експлуатації полімерних матеріалів КА в іоносфері і прискорених випробувань на стенді прийнято вимогу рівності втрати маси полімеру. Для обґрунтуван-

ня процедури прискорення ресурсних випробувань використовуються залежності втрати маси і об'ємного коефіцієнта втрати маси від флюенса та енергії іонів АК полімерів картон-Н і тефлон FEP-100А.

ЛІТЕРАТУРА

1. Ананьева О. А., Милинчук В. Н., Загорский В. К. Исследование односторонних алюминированных полиимидных пленок, экспонированных на орбитальной космической станции «Мир». *Химия высоких энергий*. 2007. **41**, № 6. С. 445—452.
2. Войценья В. С., Гужова С. К., Титов В. И. *Воздействие низкотемпературной плазмы и электромагнитного излучения на материалы*. Москва: Энергоатомиздат, 1991. 224 с.
3. Гужова С. К., Новиков Л. С., Черник В. Н., Скурат В. Е. *Модель космоса: Научно-информационное издание*: В 2 т. Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. Москва: КДУ, 2007. Том 2. С. 171.
4. *Наукоемкие технологии в технике: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов*. В 24 т. Под. ред. К. С. Касаева. Москва: ЗАО НИИ ЭНЦИТЕХ, 2000. Том 17.
5. Никифоров А. П., Терновой А. Н., Самсонов П. В., Скурат В. Е. Проблемы изучения механизма взаимодействия вакуумного УФ-излучения и гипертермического атомарного кислорода (5 эВ) материалами космических летательных аппаратов. *Хим. физика*. 2002. **21**, № 5. С. 73—82.
6. Хилд М., Уортон С. *Микроволновая диагностика плазмы*. Москва: Атомиздат, 1968. 392 с.
7. Шувалов В. А., Горев Н. Б., Токмак Н. А., Письменный Н. И., Осинский Г. А. Динамическое воздействие плазменной струи на объект «космического мусора». *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 1. С. 36—49.
8. Шувалов В. А., Письменный Н. И., Приймак А. И., Кочубей Г. С. Зондовая диагностика высокоскоростных потоков разреженной частично диссоциированной плазмы. *Приборы и техн. эксперимента*. 2007. **50**, № 3. С. 92—100.
9. Шувалов В. А., Токмак Н. А., Резниченко Н. П. Дegradaция полимерных пленок КА при длительном воздействии потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения. *Космічна наука і технологія*. 2015. **21**, № 5. С. 56—68.
10. Allegri G., Corradi S., Marchetti M., Milinchuk V.K. On the degradation of Polymeric Thin Films in LEO. *Proc. 9th ISMSE, ESA, SP-540*. Netherlands: Noordwijk, 2003. P. 255.
11. Banks B. A., Backus J. A., Manno M. V., Waters D. L., Cameron K. C., De Groh K. K. Prediction of atomic oxygen erosion yield for spacecraft polym. *J. Spacecraft and Rockets*. 2011. **48**, № 1. P. 14—22.
12. Banks B. A., Waters D. L., Thorson S. F., De Groh K. K., Snyder A. Miller S. *Comparison of atomic oxygen erosion yields of materials at various energies and impact angles*. Proc. 10th ISMSE and 8th ICPMSE. 2006. Colliure. France. ESA. SP-616. 7 p.
13. Cazaubon B., Paillous A., Siffre J., Thomas R. Mass spectrometric analysis of reaction products of fast oxygen atom. *J. Spacecraft and Rockets*. 1998. **35**, № 6. P. 797—803.
14. Chernik V. N., Novikov L. S., Akiskin A. I. *About adequacy of ground-based tests of polymers at higher atomic oxygen energy (20—30 eV)*. Proc. 10th ISMSE and 8th ICPMSE. Collionre. France. 2006. P. 127—131.
15. De Groh K., Smith D. C. *Investigation FEP embrittlement on spacecraft in low orbit*. Proc. 7th intern. Symp on Materials in Environment ESA. SP-390. Toulouse. Proc. 7th ISME ESA. SP-390. Toulouse, France. 1997. Noordwijk: ESTEC, 1997. **2997**. P. 255—266.
16. *ECSS-E-10-04A. Space Engineering: Space Environment*. Noordwijk: ESTRC, 2000.
17. Gonzalez R. I., Tomczak S. J., Milton T. K., Garton D. G. *Synthesis and atomic oxygen erosion testing of space-subvivable pass (polyhedral oligometric silsesquioxane)*. Proc. 9th ISMSE. Noordwijk: ESTEC, 2003. P. 113—117.
18. Grossman E., Gouzman I. Space environment effects on polymers in low Earth orbit. *Nucl. Instrum. and Meth. in Phys. Res.* 2003. **B208**. P. 48—57.
19. Grossman E., Gouzman I., Lempert G., Noter Y., Lifshitz Y. Assessment of atomic oxygen flux in low Earth orbit ground simulation facilities. *J. Spacecraft and Rockets*. 2004. **41**, № 3. P. 356—368.
20. Miller S., Banks B., Waters D. *Investigation into the differences in atomic oxygen erosion yields of materials in ground based facilities compared to those in LEO*. Proc. 10th ISMSE and 8th ICPMSE. Colliure. France. Noordwijk: ESTEC, 2006. P. 120—126.

21. Pippin H. G. *Final report of analysis of Boeing specimens from on the effects of space environment on materials experiment*. Appendix B. Hampton: NASA Langley Research Center. VA 23681–2199, 2008.
22. Reddy M. R. Review effect on Low Earth orbit atomic oxygen on spacecraft materials. *J. Mater. Sci.*, 1995. **2**. P. 281–307.
23. Tagawa M., Yokota K. Atomic oxygen-induced polymer degradation phenomena in simulated LEO space environment: How do polymers react in a complication space environment. *Acta Astronautica*. 2008. **62**, № 2-3. P. 203–210.
24. Vered R., Lempert G.D., Grossman E., Haruvy Y., Marom G., Singer G. et. al. *Atomic oxygen erosion of teflon FEP and kapton-H by oxygen from different sources: atomic force microscopy and complementary studies*. Proc. 6th ISMSE. ESA. Noordwijk, Netherlands, 1994. P. 175–181.
25. Yokota K., Tagawa M. Comparison polyethylene and polyimides as a fluency monitor of atomic oxygen. *J. Spacecraft and Rockets*. 2007. **4**, № 2. P. 434–435.
26. Zimcik D. G., Maag C. R. Result of apparent atomic reactions with spacecraft material during Space Shuttle flight STS-416. *J. Spacecraft and Rockets*. 1988. **25**, № 2. P. 162–168.

Стаття надійшла до редакції 14.09.2020

REFERENCES

1. Anan'eva O. A., Milinchuk V. K., Zagorskii D. L. (2007). Study of one-side aluminized polyimide films exposed on the Mir orbital space station. *High Energy Chemistry*, **41**(6), 389–395.
2. Voitsenya V. S., Guzhova S. K., Titov V. I. (1991). *Influence of low-temperature plasma and electromagnetic radiation on materials*. Moscow: Energoatomizdat, 224 p.
3. Guzhova S. K., Novikov L. S., Chernik V. N., Skurat V. E. (2007). *Model of Space: Scientific information publication*. Ed. by M. I. Panasyuk, L. S. Novikov. Moscow: KDU. Vol. 2. 171 p.
4. *Science-intensive technologies in technics: The impact of the space environment on the materials and equipment of spacecraft*. (2000). Ed. by K. S. Kasaev. Moscow: CJSC NII ENCITEH. Vol. 17
5. Nikiforov A. P., Ternovoy A. N., Samsonov P. V., Skurat V. E. (2002). Problems of studying the mechanism of interaction between vacuum UV radiation and hyperthermic atomic oxygen (5 eV) with spacecraft materials. *Khimicheskaya fizika*, **21**(5), 73–82.
6. Heald M. A., Wharton C. B. (1966). *Plasma diagnostics with microwaves*. N.Y., London, Sydney: John Wiley and Sons Inc., 452 p.
7. Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pismennyi N. I., Osinovyy G. G. (2017). Dynamic effect of a plasma beam on a space debris object. *Space Science and Technology*, **23**(1), 36–49.
8. Shuvalov V. A., Pis'mennyi N. I., Priimak A. I., Kochubey G. S. (2007). A probe diagnostics for high-speed flows of rarefied partially dissociated plasma. *Instrum. and Experimental Techniques*, **50**(3), 370–378.
9. Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Reznichenko N. P. (2015). Degradation of spacecraft polymer films on long exposure to atomic oxygen flows and vacuum ultraviolet radiation. *Space Science and Technology*, **21**(5), 56–68.
10. Allegri G., Corradi S., Marchetti M., Milinchuk V. K. (2003). *On the degradation of Polymeric Thin Films in LEO*. Proc. 9th ISMSE, ESA, SP-540. Netherlands. Noordwijk.
11. Banks B. A., Backus J. A., Manno M. V., Waters D. L., Cameron K. C., De Groh K. K. (2011). Prediction of atomic oxygen erosion yield for spacecraft polym. *J. Spacecraft and Rockets*, **48**(1), 14–22.
12. Banks B. A., Waters D. L., Thorson S. F., De Groh K. K., Snyder A. Miller S. (2006). *Comparison of atomic oxygen erosion yields of materials at various energies and impact angles*. Proc. 10th Intern. Symp. on Materials in Environment ESA and 8th ICPMSE, SP-616.
13. Cazanbon B., Paillous A., Siffre J., Thomas R. (1998). Mass spectrometric analysis of reaction products of fast oxygen atom. *J. Spacecraft and Rockets*, **35**(6), 797–803.
14. Chernik V. N., Novikov L. S., Akiskin A. I. (2006). *About adequacy of ground-based tests of polymers at higher atomic oxygen energy (20–30 eV)*. Proc. 10th Intern. Symp. on Materials in Environment ESA and 8th ICPMSE, 127–131.
15. De Groh K., Smith D. C. (1997). *Investigation FEP embrittlement on spacecraft in low orbit*. Proc. 7th Intern. Symp. on Materials in Environment ESA, SP-390, **2997**, 255–266.
16. *ECSS-E-10-04A*. (2000). Space Engineering: Space Environment, Noordwijk. ESTRC.
17. Gonzalez R. I., Tomczac S. J., Milton T. K., Garton D. G. (2003). *Synthesis and atomic oxygen erosion testing of space-subvivable pass (polyhedral oligomeric silsesquioxane)*. Proc. 9th Intern. Symp. on Materials in Environment ESA, 113–117
18. Grossman E., Gouzman I. (2003). Space environment effects on polymers in low Earth orbit. *Nucl. Instrum. and Meth. in Phys. Res.*, **B208**, 48–57.
19. Grossman E., Gouzman I., Lempert G., Noter Y., Lifshitz Y. (2004). Assessment of atomic oxygen flux in low Earth orbit ground simulation facilities. *J. Spacecraft and Rockets*, **41**(3), 356–368.

20. Miller S., Banks B., Waters D. (2006). *Investigation into the differences in atomic oxygen erosion yields of materials in ground based facilities compared to those in LEO*. Proc. 10th ISMSE and 8th ICPMSE. Collioure. France. Noordwijk: ESTEC, 120—126.
21. Pippin H. G. (2008). Final report of analysis of Boeing specimens from on the effects of space environment on materials experiment. Appendix B. Hampton: NASA Langley Research Center. VA 23681—2199.
22. Reddy M. R. (1995). Review effect on Low Earth orbit atomic oxygen on spacecraft materials. *J. Mater. Sci.*, **2**, 281—307.
23. Tagawa M., Yokota K. (2008). Atomic oxygen-induced polymer degradation phenomena in simulated LEO space environment: How do polymers react in a complication space environment. *Acta Astronautica*, **62**(2-3), 203—210.
24. Vered R., Lempert G. D., Grossman E., Haruvy Y., Marom G., Singer G., et. al. (1994). *Atomic oxygen erosion of teflon FEP and kapton-H by oxygen from different sources: atomic force microscopy and complementary studies*. Proc. 6th ISMSE. ESA, 175—181.
25. Yokota K., Tagawa M. (2007). Comparison polyethylene and polyimides as a fluency monitor of atomic oxygen. *J. Spacecraft and Rockets*, **4**(2), 434—435.
26. Zimcik D. G., Maag C. R. (1988). Result of apparent atomic reactions with spacecraft material during Space Shuttle flight STS-416. *J. Spacecraft and Rockets*, **25**(2), 162—168.

Received 14.09.2020

V. A. Shuvalov, Head of Department, Dr.Sci. in Tech., Prof.,
Winner of State Awards of Ukraine, Winner of M. K. Yangel Awards of NAS of Ukraine
E-mail: vashuvalov@ukr.net
S. N. Kulagin, Senior Researcher, Ph.D. in Tech.
E-mail: kulagin@vash.dp.ua
D. N. Lazuchenkov, Senior Researcher, Ph.D. in Phys.&Math.
E-mail: lazuch@ukr.net

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine
and the State Space Agency of Ukraine
15 Leshko-Popelya Str., Dnipro, 49005 Ukraine

ACCELERATION OF RESOURCE TESTS OF SPACECRAFT POLYMERS FOR RESISTANCE TO LONG-TERM INFLUENCE OF ATOMIC OXYGEN IN THE EARTH'S IONOSPHERE

The procedure of accelerated resource tests of spacecraft polymers for their resistance to the long-term influence of atomic oxygen (AO) in the Earth's ionosphere at altitudes from 200 to 700 km has been developed. The procedure involves irradiation of polymers with high-energy ions of atomic oxygen and the use of a kapton-H polyimide as reference material. The condition of equivalence of the “atomic oxygen — polymer” interaction in the ionosphere and on the laboratory set is the equality of tested material mass loss. The basis for substantiating the procedure of accelerated tests is the result: when irradiating the kapton-H polymer with high-energy atomic oxygen ions in the energy range from 30 to 80 eV, the degradation of polyimide is determined by the process of chemical etching of the material. To substantiate the procedure of accelerating resource tests of polymeric structural materials of spacecraft for resistance to long-term action of atomic oxygen flows, the dependences of mass loss and volumetric mass loss factor (reactivity) of kapton-H polyimide and Teflon FEP-100A on fluence and energy of the atomic oxygen ions have been obtained. It is shown that when irradiating kapton-H polyimide with atomic oxygen ions with the energy of 30 to 80 eV, the material mass loss due to chemical etching is about an order of magnitude greater than the mass loss due to kinetic sputtering. When the kapton-H polymer is irradiated with high-energy atomic oxygen ions, the coefficient of acceleration of the resource tests and the fluence of atomic oxygen are about two orders of magnitude greater than the coefficient of acceleration obtained using atomic oxygen ions with an energy of 5 eV.

Keywords: spacecraft, polymeric structural materials, ionospheric plasma, atomic oxygen flow, accelerated test.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.065>

UDC: 635-14

N. M. JAPASHOV^{1,2}, senior lecturer, Ph.D. in Phys. & Math.

E-mail: dzhapashov_n@hbalm.nis.edu.kz

A. A. MANSUROVA^{1,3}, Researcher, Ph.D. in Phys. & Math.

N. BALTA⁴, Ph.D. in Phys. & Math., Professor

¹ Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Kazakhstan

Al-Farabi Ave. 71, Almaty, 050040, Kazakhstan

² Nazarbayev Intellectual School of Chemistry and Biology, Almaty, Kazakhstan

Elibaev Str 2, dist. Kalkaman 2, Almaty, 050006, Kazakhstan

³ Nazarbayev Intellectual School of Physics and Mathematics, Almaty, Kazakhstan

Zhamakaev Str 145, Almaty, 050040, Kazakhstan

⁴ Suleymen Demirel University, Almaty, Kazakhstan,

Abylai khan Str 1/1, Kaskelen city, Almaty region, 040900, Kazakhstan

CREATING A MICROGREEN GROWING ENVIRONMENT AT THE SPACE STATION

Plants are essential types of human nutrition, both in terrestrial and in space station conditions. The cultivation of plant foods in space conditions at the near-Earth stations has become possible due to the modern achievements in agricultural technologies. The proposed article aims to study the creation of optimal conditions for growing plants used in human nutrition in the space stations. In the work, a selection of plants and soil types for space station conditions was made. For this purpose, a three-stage experiment was carried out. In the first experiment, an experimental method was exploited to select the types of plants that are most suitable for growing under extreme conditions. The composition and structure of the soil were determined experimentally. It is shown that hydrogel can be used to accumulate water in space station conditions and can be a suitable medium for growing plants. Studies have shown that just hydrogel (without any nutrient mixtures) can promote plant growth. At the second stage of research, plants were successfully grown on the mixture of the hydrogel and the soil. In the third experiment, the authors added biostimulants and organic products to the hydrogel, and as a result, there was an increase in the speed and stability of plant growth. The experimental prototype of the container for growing plants in space conditions, which was tested in the above experiments, created by the authors, is shown.

Keyword: microgreen, microgreen planting, hydrogel, planting microgreen in hydrogel, planting in space station.

INTRODUCTION

Delivery of one full lunch per astronaut costs approximately \$5000 [10, 19]. Moreover, it is limited in a volume that makes the process of delivery problematic. Due to this, one of the best solutions to this problem would be growing food on the space station. A person's daily diet should consist of micro and macro elements, vitamins, and other nutrients. The richest source of such substances is plant-based organic food, so we decided to find a way to grow plants on the space station with minimal cost and maximum benefit.

However, even under Earth conditions, growing indoor plants is fraught with some difficulties. To grow a full-fledged plant requires prepared soil, adequate lighting, and proper watering. However, it is water that is the main factor in the cultivation of the plant since its deficiency, as well as excess, leads to the death of a plant. In the absence of gravity, water loses fluidity and scatters in droplets throughout the station, which is detrimental to machinery and equipment. To avoid this problem, we suggest using a polymer material — hydrogel [20]. Its feature and the main advantage is the ability to absorb and retain

Цитування: Japashov N. M., Mansurova A. A., Balta N. Creating a microgreen growing environment at the space station. *Space Science and Technology*. 2021. **27**, № 4 (131). С. 65—73. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.065>

moisture, as well as to give it in the right amount to a plant, which helps to maintain a sufficient amount of moisture in the soil.

The idea of ensuring the livelihoods of people in long-distance space expeditions with the help of vegetating plants was developed at the beginning of the last century by the founders of the Russian cosmonautics K.E. Tsiolkovsky and A.F. Zander [4] and continues to be relevant today. With the advent of the Salut space station [15], Mir space station [18], and International space stations [12, 13], its development received a new impetus. On board orbital stations, experiments with plants began to be carried out systematically.

Since 2004, the United States, Russia, and several other space powers have announced their intentions to carry out an expedition to Mars in the near future. Thus, experts from many countries have moved from developing concepts for preparing long-term space missions and permanent planetary bases to solving specific technical problems and developing optimal conditions for growing various plant varieties. A lot of effort is directed, in particular, to the creation of the Bioregenerative Life Support System (BLSS), the main and integral part of which is the link of higher plants. Plants in the BLSS can perform functions such as improving the crew's diet and atmospheric regeneration. To date, dozens of samples of vegetation equipment used for research purposes have been developed and successfully tested in space [2]. Numerous experiments on growing plants in space flight allowed us to formulate a set of requirements for the habitat of plants in space greenhouses. Almost all currently known designs of organic matter were created not only to ensure high productivity of edible biomass and to contribute to the diet of astronauts but also to conduct scientific experiments with plants in a well-controlled environment in space flight conditions. Meanwhile, a number of additional requirements are imposed on the space greenhouses intended for the production of plant foods in BLSS. The production space greenhouses onboard the manned spacecraft must be constantly in working order, therefore, they must meet the stringent restrictions imposed on any subsystem of the BLSS. At the present stage, in preparation for long interplanetary expeditions, the task of optimizing plant growing conditions has become urgent to obtain the required yield of useful biomass

with minimum consumption of space station onboard resources. Since the ISS is currently the only long-term manned spacecraft, the implementation of these productive plant cultivation methods for the crew's life support system should be carried out primarily on it. However, before the flight tests, a large amount of ground research has to be performed.

Considering the ways of saving such resources as volume and energy, the developers of the space greenhouse quite a long time ago came up with the idea of growing plantings in clay-based containers [3, 9]. This container was named Veggie. By using this apparatus, a group of astronauts first tried lettuce leaves at the 5th week of cultivation, grown under zero gravity [11]. According to NASA, there is no difference in nutritional value between the lab's last "crop" and vegetables grown under normal conditions [17]. In contrast, the authors of the work [22] claim that a systematic analysis of regulatory networks at the molecular level of higher plants is needed to understand the molecular signals in the distinct phases of the microgravity response and adaptation. Raymond M. Wheeler [21] did a review of related works and found out that novel technologies and findings have been used to grow plants in microgravity. This includes the first use of light-emitting diodes for growing crops, use of hydroponic approaches for subterranean crops like potato and sweet potato.

A number of scientific studies state that the growth of the stem and leaves are directed towards illumination, i.e., phototropism takes place [5]. It should be noted that gravity does not affect plant growth [6]. However, the work [8] states the idea that microgravity has a significant effect on cell metabolism, modifications are reflected in the metabolism of cell ultrastructure, and rearrangements occur within the framework of the ontogenetic program, which is determined genetically, that is, within the physiological response. Since in this work we did not carry out studies at the molecular level, we preferred to neglect the necessary gravitational effect, relying on the fact that the proportion of gravity impact is small in the process of growing plants [6].

RESULTS AND DISCUSSION

In this paper, we focus on growing microgreen plant on hydrogel-based soil in conditions of the space



Fig. 1. Plants in the hydrogel grown in an environment similar to that of the space station

station. It is no secret that astronauts have weakened immunity and a lack of minerals and vitamins, such as C, D, E, K. Eating green leaves, you can easily get the daily intake of vitamin C because it is found in almost all cultivated crops (from oats and wheat to radishes and broccoli). The same can be said about carotene, phosphorus, iron, magnesium, and calcium. As for vitamins, in each plant they will have a whole complex: in kohlrabi — vitamins A, C, E, K, in watercress — B, E, PP, D, and in pea sprouts — C, PP, E, K.

Hydrogel and its properties. A hydrogel is a water-absorbing polymer that is found in the form of powder or granules. When mixed with water, the gel swells and absorbs water. The absorption of the hydrogel varies depending on the area of application, but the average dose of the garden hydrogel is approximately equal to the ratio of 10 g of gel per 1 liter of water. In the dry state, the polymer chains of the hydrogel are in a “folded” state, and when added, they diverge, allowing water to penetrate, which causes the swelling to form a hydrogel [14]. A hydrogel has inert properties, that is, it is very difficult for it to enter into any chemical bonds with other substances at room temperature. It is non-toxic and also retains its properties for about five years, which makes it very convenient to use and store. When decomposed, it decomposes into carbon, oxygen, and nitrogen, which makes it environmentally friendly [14].

Hydrogel creates a comfortable environment for plant growth without saturating the roots with moisture. This is due to the difference in concentrations of water in the gel and in a plant. If a plant does not have enough water, then osmosis occurs from the hydrogel

to the roots of the plant according to the concentration gradient. *Another advantage of the hydrogel is that it can hold water longer in itself* since the evaporation rate of moisture from the surface of the hydrogel is not too high.

According to the above said, we provided some experiments with growing plants in onboard conditions (with controlled temperature, pressure, humidity, etc.). Our main goal is to find suitable plant types and soil compositions for space station conditions.

First experiment. Comparison of different plant varieties. In the first step of our research, we cultivate different plants in the hydrogel base to select the most suitable plant varieties that can be grown on the space station. Both dicotyledonous seeds (peas, watercress, kohlrabi) and monocotyledonous seeds (wheat, spinach, oats) were used for the experiment. The solution, the concentration of which was 50 g of hydrogel per 5 liters of water, was poured into plastic cups (see Fig. 1). Seeds were placed in the containers with the hydrogel, which were covered with cling film and finally put in a dark and warm place at room temperature.

The general condition of the plants was assessed every three days by the color of sprouts, the growth rate, and the content of useful microelements. The registered data are presented in Table 1.

As follows from Table 1, the Ding’s peas show the highest results in the growth rate and the stem length compared to other plants. Among monocotyledons, the wheat had the highest rate. In contrast to monocotyledons, dicotyledons have open-type vascular bundles of the same size arranged in the form of rings, and the formative tissue (cambium) develops

Table 1. Length of sprouts of different plants grown in an environment similar to that of the space station, cm

Plant name(In latin)	8 Jan.	11 Jan.	14 Jan.	17 Jan.	20 Jan.	23 Jan.	26 Jan.	29 Jan.	1 Feb.
Ding's Pea (Pisum)	4.6	5.4	6.5	7.3	8.12	8.9	9.8	11.4	13.1
Wheat (Triticum)	3.1	4.3	5.1	6.2	6.9	7.4	8.2	9.1	10
Watercress Salad (sisymbrium acetaria)	3.2	4.6	5.4	6.5	7.2	7.9	8.5	9.4	10.3
Spinach (Spinach)	2.3	2.7	3.2	3.8	4.4	4.9	5.4	6.1	6.9
Kohlrabi (kohlrabi)	2.9	3.8	4.6	5.4	6.5	7.2	7.9	8.6	9.4
Oats (avena)	1.9	2.5	2.9	3.4	3.9	4.4	5.1	5.8	6.5

between the wood and the bast, which provides a secondary thickening of the plant walls.

Second experiment. Comparison of the effectiveness of hydrogel and soil. To select the optimal soil conditions for seed germination, we conducted the next experiment by planting the same seeds in three types of substrate: black soil, hydrogel, and black soil mixed with hydrogel.

Consequently, we placed each substrate in 200-gram plastic containers and sowed the same amount of pea seeds in them. To provide the plant with water, the hydrogel was dissolved in water in the proportion of 10 grams of hydrogel per 1 liter of water, and during the experiment, the plants on the hydrogel base or the mixture of the black soil with hydrogel were not supplied with additional watering. Only the black soil was watered in the proportion of 200 g of soil per 35 ml of water every week.

The experiment started on December 18, 2018. Control values of the length of sprout were taken three times at intervals of two weeks. The results of the measurements are presented in Table 2, and supporting images are shown in Fig. 2 and Fig. 3.

As follows from Table 2, hydrogel showed the highest germination rate of pea seeds. However, after 1.5

months, the plant died. The plant in the soil showed the slowest germination rate and required regular irrigation of the soil. The mixture of the soil and hydrogel showed an average seed germination rate and did not require regular watering.

Third experiment. Microgreen plant growth culture and medium. The next experiment was to reveal the necessary conditions for quick and sustainable growth of plants, namely, the composition of the nutrient medium. For this purpose, we have added the bio-stimulants and organic products to the hydrogel.

For one of the samples, we used the hydrogel + heteroauxin complex as a base. It contains a mixture of polysaccharides aggres and agaropectin (agar), hydrogel, distilled water. The heteroauxin is a plant hormone that accelerates the growth and formation of rhizomes. The benefits of using this bio-stimulant are that, penetrating into plant tissue, it irritates them and stimulates cell division. Subsequently, they transform into healthy roots.

For the other plant samples, we created organic nutrient soil. The composition of the nutrient mixture with organic products includes banana, activated carbon, powdered hydrogel, sugar, and distilled water.

The advantages of using banana pulp over mineral fertilizers are that the product contains virtually no chemicals. The banana pulp comprises potassium, phosphorus, calcium, magnesium, and nitrogen. Trace elements are needed for abundant flowering, the growth, and the development of indoor plants. Seedlings of vegetables when using banana top dressing grow faster. Sometimes microgreens are defenseless against fungi and infections, so we used activated charcoal to protect them from diseases. Coal is also an excellent alternative to blood-forming drugs because, thanks to it, cuttings take root faster and bet-

Table 2. Lengths of sprouts of peas for different media grown in an environment similar to that of the space station, cm

Date	Soil	Hydrogel	Hydrogel mixed with soil
30.12.2018	5	8	6
07.01.2019	5.7	9.5	5.7
14.01.2019	6.5	11.6	7.8
25.01.2019	7.6	12	9
31.01.2019	8.4	13.2	10.2
07.02.2019	10	Died	12

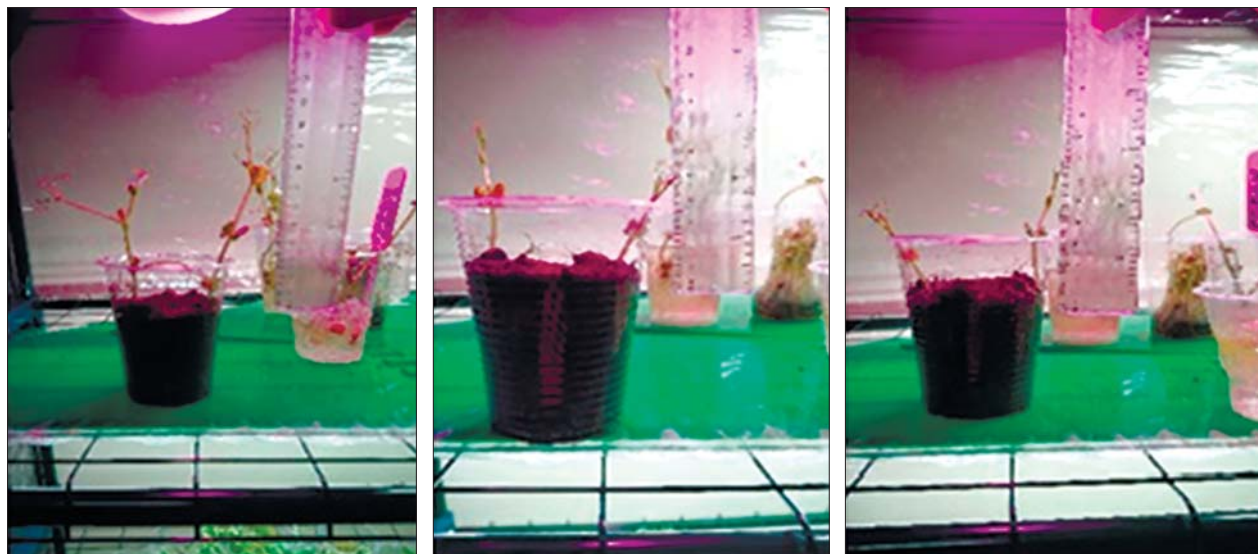


Fig. 2. Peas in the soil grown in an environment similar to that of the space station

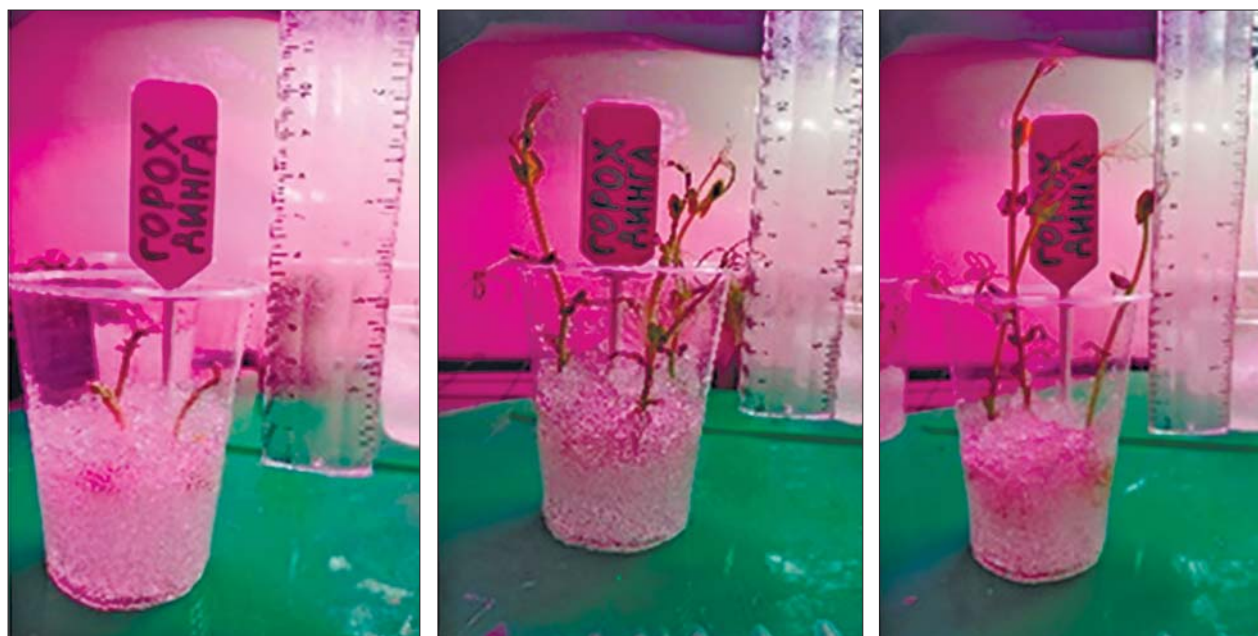


Fig. 3. Peas in the hydrogel grown in an environment similar to that of the space station

ter. Besides, coal absorbs moisture perfectly and prevents pathogenic microflora from multiplying. To compensate for the lack of ultraviolet rays in plants, we decided to add sugar.

Back in the 19th century, the world-famous scientist Michurin introduced sugar directly into the

tissues of green experimental plants. Other experimenters successfully cultivated green spaces, including ferns and algae, generally without exposure to sunlight, only due to fertilizer with sugar. Thus, it was proved that it is a sweet solution that is able to compensate for the lack of light in a certain way. It is be-



Fig. 4. Container for growing plants in the space station conditions

Table 3. The average value of plant growth per month in the nutrient medium in an environment similar to that of the space station, cm

Types of Micro greens (In Latin)	Hydrogel	Hydrogel + hormone	Hydrogel + Nutrient Mixture
Amaranth (Amaranthi)	7.2	9.4	9.42
Kohlrabi (Kohlrabi)	6.5	7.8	7.83
Watercress (sisymbrium acetaria)	7.5	8.4	8.6
Spinach (Spinach)	5.4	6.7	6.9
Wheat (Triticum)	6.9	7.8	7.9

lieved that sugar is most important for feeding flowers in winter since the sun is not frequent at this time and plants lack ultraviolet light.

Table 3 shows the average value of plant growth per month. As seen from Table 3, the nutrient medium

that we created is better than the environment with hormones, and unlike hormones, our nutrient mixture does not contain harmful chemicals at all.

Container for growing microgreen plants in the space station environment. As a part of this research, we constructed a container for growing plants. The container is made in the form of a hexagonal prism and is an independent unit in a cellular system of similar cells (Fig. 4). The material used to create the ribs of our installation is polytetrafluoroethylene (fluoroplast). The main advantages of the material used for the container are the next: high resistance to UV rays, mechanical strength, a wide range of operating temperatures from -269 to $+26$ °C, almost unchanged by temperature changes, it is a very hydrophobic substance, physiologically and biologically harmless.

The container is equipped with a device for monitoring the state of plants, namely a temperature sensor with the scale in degrees Celsius. There is also a photoresistor to control the illumination of plants. To prevent the accumulation of excess moisture, a fan is used located on the cover of the unit. This allows outside air to pass inward and vice versa.

The results of the first experiment indicated that hydrogel actively promotes seed germination, as it provides the optimal amount of moisture required for the process. However, the hydrogel alone does not contain nutrients, and this causes the death of the plant. The solution was to add hormones and nutrient mixture to hydrogel in further experiments. Experiments show that the hydrogel is the easiest to use on the space station as a basis of the soil for microgreens because it does not require additional irrigation, does not leave contaminants, which plays a significant role in growing plants in studied conditions. It is worth noting that in zero gravity conditions, the removal of contaminants is a problematic and time-consuming process. The black soil mixed with hydrogel was more successful in the further cultivation of the plant. It also did not require frequent watering but left pollution. The plant sprouted well because after the nutrients in the seed ran out, the plant began to receive nutrients from the black soil, which cannot be said for the hydrogel. Soil without additives showed the lowest rate of growth but sufficient productivity.

Results of the first experiment indicate that dicotyledonous plants have a higher germination rate, especially pea seeds. Wheat also had a strong performance and was only slightly inferior to peas. Based on previous studies of microgreen, it can be argued that peas in the microgreen phase are more beneficial for the human body than in a phase of a full-fledged plant. On top of that, taking into account the on-board conditions, peas, watercress, kohlrabi, wheat are the most useful sources of nutrients for astronauts who have a lack of micro and macro elements in their organisms.

There are two possible risks for our container, namely, mold and damage [16]. The International Space Station is a hermetically sealed object with an artificial habitat. In this regard, at the station, there was an acute problem of the spread of mold and other harmful microorganisms, which led to the breakdown of technical equipment. It develops in a humid environment, and it can likely develop in a hydrogel. To avoid this problem the space station is usually equipped with ventilation devices. The principle of operation of the device lies in effect on living cells of a constant electric field with rapidly changing polarity. Such an effect leads to the appearance of pores in the cell membrane and then the death of bacteria and microscopic fungi. Protein remnants of cells are filtered and destroyed so as not to become food for other unwanted microorganisms. Therefore, mold does not pose a threat to growing plants and space station equipment. The second threat is minced due to the properties of the material the capsule is made of. Since the installation is made of durable fluoroplastic material, the capsule will not be damaged, even being hit hard. Due to zero gravity, the hydrogel containers can scatter in different directions inside the capsule. However, the hydrogel containers cannot leave the capsule. With immediate intervention, the plants will survive, but transplantation to another container will be required.

CONCLUSION

To confirm our proposal for growing plants on the space station, we have studied various sources of information [1, 7]. We found that using a hydrogel instead of soil is the best method for growing a plant because it does not need constant watering,

it is effective in terms of yield, it does not cause pollution (for example, soil and clay leave dirt), it is safe to use, it does not need hermetically sealed packaging, as the gel will not break out and fly apart in zero gravity, it does not cause inconvenience when transporting a hydrogel from Earth to a space station, as it is delivered in dry form (powder), which is not damaged during the flight, it has a relatively low price (economical), and it does not require special skills or knowledge for successful planting.

Our experiments showed that Ding's peas had the highest yield productivity. This type of plant had the highest success of the shoot, tested under different conditions; moreover, it turned out to be immune to sharp or smooth changes in environmental conditions, nutritious and healthy, and easy to grow and care for.

Based on a number of scientific works and our own experience, we have chosen the most nutritious phase of plant growth, sufficient for consumption in food-microgreens, or seedlings. They are the most useful and at the same time the most economical for growing and further consumption. At the same time, they take a rather short time for germination, which allows you to plant a new batch of plants immediately after consumption.

Thus, our work allows us to draw a reasonable conclusion that we were able to create optimal conditions for the cultivation of nutritious plants at the space station, using the installation, soil substitute, and the most favorable plant variety. Although the work still needs improvement and more complex comprehensive research, this is a kind of prerequisite for researchers working in a similar field of science and technology. Nevertheless, we tried to bring our conditions for growing microgreens closer to those in the space station and came up with research conclusions. We recommend that plants, such as Ding's peas, can be taken for further research. It is the most resistant to extreme conditions and a highly vitamin-rich product that is able to support the daily human diet.

ACKNOWLEDGEMENT

Authors express their gratitude to N. Siesek, A. Makasheva and G. Beisenbaeva at Nazarbayev Intellectual School of Chemistry and Biology, Almaty, Kazakhstan, for their contribution to this project.

REFERENCES

1. Ahmed E. M. (2015). Hydrogel: Preparation, characterization, and applications: A review. *Adv. Res.*, **6**, № 2, 105—121.
2. Berkovich Y. A., Krivobok N. M., Sinyak Y. Y., Smolyanina S. O., Grigoriev Y. I., Romanov S. Y., Guissenberg A. S. (2004). Developing a vitamin greenhouse for the life support system of the international space station and for future interplanetary missions. *Adv. Space Res.*, **34**, № 7, 1552—1557.
3. Dutcher F. R., Hess E. L., Halstead T. W. (1994). Progress in plant research in space. *Adv. Space Res.*, **14**, № 8, 159—171.
4. Erohin A. N. (2006). *Optimizacia sistemi osveshchenia rastenii dlia konveiernoi cilindricheskoi salatnoi oranžerei kak komponenta SJO pilotiruемого kosmicheskogo korablia*: Autoref. kand. diss. Moscow
5. Hangarter R. P. (1997). Gravity, light and plant form. *Plant, cell & environment*, **20**, № 6, 796—800.
6. Hoson T., Kamisaka S., Masuda Y., Yamashita M (1992). Changes in plant growth processes under microgravity conditions simulated by a three-dimensional clinostat. *The botanical magazine = Shokubutsu-gaku-zasshi*, **105**, № 1, 53—70.
7. Kazemi F., Mohorko R. (2017). Review on the roles and effects of growing media on plant performance in green roofs in world climates. *Urban Forestry & Urban Greening*, **23**, 13—26.
8. Kordyum E. L. (1997). Biology of plant cells in microgravity and under clinostating. *Int. Rev. Cytol.*, **171**, 1—78.
9. Lai Y. H. A., Howe A. S. (2003). A kit-of-parts approach to pressure vessels for planetary surface construction. *AIAA Space 2003 Conference & Exposition*, P. 6281.
10. Mammarella M., Vernicari P. M., Paissoni C. A., Viola N. (2019). How the Lunar Space Tug can support the cislunar station. *Acta astronaut*, **154**, 181—194.
11. Massa G. D., Dufour N. F., Carver J. A., Hummerick M. E., Wheeler R. M., Morrow R. C., Smith T. M. (2017). VEG-01: Veggie hardware validation testing on the International Space Station. *Open Agriculture*, **2**, № 1, 33—41.
12. Massa G. D., Newsham G., Hummerick M. E., Morrow R. C., Wheeler R. M. (2017). Plant pillow preparation for the veggie plant growth system on the international space station. *Gravitational and Space Res.*, **5**, № 1.
13. Massa G. D., Wheeler R. M., Morrow R. C., Levine H. G. (2016). Growth chambers on the International Space Station for large plants. VIII International Symposium on Light in Horticulture 1134, 215—222.
14. Montesano F. F., Parente A., Santamaria P., Sannino A., Serio F. (2015). Biodegradable superabsorbent hydrogel increases water retention properties of growing media and plant growth. *Agriculture and agricultural science procedia*, **4**, 451—458.
15. Nelson M. (1997). Growing Super-Dwarf wheat in space station MIR. *Life Support & Biosphere Sci*, **4**, № 3-4, 155—166.
16. Novikova N., De Boever P., Poddubko S., Deshevaya E., Polikarpov N., Rakova N., ... , Mergeay M. (2006). Survey of environmental biocontamination on board the International Space Station. *Res. microbiology*, **157**, № 1, 5—12.
17. Prince R. P., Knott III W. M. (1989). CELSS breadboard project at the Kennedy Space Center.
18. Samsonov N. M., Bobe L. S., Gavrilov L. I., Novikov V. M., Farafonov N. S., Grigoriev J. I., ... , Sinjak J. E. (2000). Long-duration space mission regenerative life support. *Acta astronaut*, **47**, № 2-9, 129—138.
19. Seedhouse E. (2012). *The Birth of the World's First Commercial Astronaut Agency*. Astronauts for Hire. Boston, MA: Springer.
20. Singh A., Sharma P. K., Garg V. K., Garg G. (2010). Hydrogels: A review. *Int. J. Pharm Sci. Rev. Res.*, **4**, № 2, 016.
21. Wheeler R. M. (2017). Agriculture for space: people and places paving the way. *Open agriculture*, **2**, № 1, 14—32.
22. Zheng H. Q., Han F., Le J. (2015). Higher plants in space: microgravity perception, response, and adaptation. *Microgravity Sci. and Techn.*, **27**, № 6, 377—386.

Received 04.12.2019

Н. М. Джанашов^{1,2}, старш. викладач, канд. фіз.-мат. наук

E-mail: dzhapashov_n@hbaln.nis.edu.kz

А. А. Мансурова^{1,3}, канд. фіз.-мат. наук

Н. Балта⁴, проф., канд. фіз.-мат. наук

¹ Казахський національний університет імені аль-Фарабі

пр. аль-Фарабі 71, Алмати, Казахстан, 050040

² Назарбаєвська інтелектуальна школа хіміко-біологічного напрямку у м. Алмати

вул. Єлибаєва 2, мкр Калкаман 2, Алмати, Казахстан, 050006

³ Назарбаєвська інтелектуальна школа фізико-математичного напрямку у м. Алмати

вул. Жамакаєва 145, Алмати, Казахстан, 050040

⁴ Університет імені Сулеймана Деміреля

вул. Абилай-хана 1/1, Каскелен, Алматинська область, Казахстан, 040900

СТВОРЕННЯ СЕРЕДОВИЩА ДЛЯ ВИРОЩУВАННЯ МІКРОЗЕЛЕНІ НА КОСМІЧНІЙ СТАНЦІЇ

Рослини є необхідними видами харчування людини як у земних, так і у космічних умовах. Вирощування рослинних продуктів харчування в космічних умовах на навколоземній станції стало можливим у зв'язку з сучасними досягненнями агротехнологій. Метою роботи є дослідження оптимальних умов для вирощування рослин, що використовуються в харчуванні людини на космічній станції. У роботі проведено вибір рослин і типів ґрунту для умов космічних станцій. З цією метою проведено триетапний експеримент. На першому етапі експерименту дослідним способом було здійснено вибір типів рослин, які найкраще підходять для вирощування в екстремальних умовах. Експериментальним способом було визначено склад і структуру ґрунту. Показано, що для акумуляції води в космічних умовах можна використовувати гідрогель. Дослідження показали, що тільки гідрогель може сприяти росту рослин. На другому етапі досліджень було успішно вирощено рослини на суміші гідрогелю і ґрунту. На третьому етапі експерименту у гідрогель були добавлені біостимулятори і органічні продукти, внаслідок чого збільшилась швидкість та стійкість росту рослин. У роботі описано створений авторами експериментальний прототип контейнера для вирощування рослин у космічних умовах, який було апробовано у названих експериментах.

Ключові слова: мікрозелень, вирощування мікрозелені, гідрогель, вирощування мікрозелені в гідрогелі, плантація в космічній станції.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.074>
УДК 341.1/8

Н. Р. МАЛИШЕВА

зав. відділу, заст. директора, д-р юрид. наук, проф., акад. НАПрН України, Засл. юрист України
ORCID: 0000-0001-6630-227X
E-mail: nataliia_malysheva@ukr.net

Інститут держави і права ім. В. М. Корещького Національної академії наук України
вул. Трьохсвятительська 4, Київ, Україна, 01601

МІЖНАРОДНО-ПРАВОВІ ЗАСАДИ РОЗРОБКИ РЕСУРСІВ МІСЯЦЯ, МАРСА ТА ІНШИХ НЕБЕСНИХ ТІЛ

Досліджуються новітні тенденції розвитку міжнародно-правових відносин щодо розроблення та добування ресурсів небесних тіл, поштовхом для якого стало ініціювання Сполученими Штатами Америки міжнародної програми «Артеміда». До участі в цій програмі долучились 12 держав світу, формалізуючи свої наміри шляхом підписання т.з. Домовленостей щодо програми «Артеміда», зокрема Україна. Зважаючи на те, що міжнародно-правовий режим експлуатації ресурсів Місяця, Марса, астероїдів та інших небесних тіл до цього часу не є визначеним, а в доктрині космічного права з цього приводу немає єдності, у статті робиться спроба визначити правові підстави участі України у відповідній програмі, можливості, які перед нею відкриваються, а також завдання, що у цьому зв'язку постають перед вітчизняними суб'єктами космічної діяльності та державою, яка є відповідальною за всю космічну діяльність, що здійснюється під її юрисдикцією.

Ключові слова: ресурси Місяця та інших космічних тіл; програма «Артеміда»; міжнародне космічне право; Україна; національне законодавство; міжнародно-правовий режим; спільна спадщина людства.

ВСТУП. АКТУАЛЬНІСТЬ ПРОБЛЕМИ

13 жовтня 2020 року в рамках 71-го Міжнародного астронавтичного конгресу уповноважені агенції восьми держав світу, серед яких ініціативним центром і ядром було НАСА (США), підписали Домовленості (Угоди) щодо програми «Артеміда» [16] — пілотованої космічної програми щодо доправлення людей, насамперед першої жінки, а також наступних чоловіків на Місяць та інші небесні тіла Сонячної системи з подальшою розвідкою і розробленням природних ресурсів Місяця, Марса, астероїдів та інших небесних тіл. Передбачено організацію регулярних місій на Місяць з встановленням постійного пілотованого пункту, з наступним тестуванням обладнання

і всіх задіяних систем для їхнього майбутнього застосування у відповідних місіях на Марс.

Підписані домовленості є зведенням певних принципів співпраці у цивільному дослідженні та використанні небесних тіл: виключно мирні цілі; прозорість діяльності для світового співтовариства; технологічна сумісність космічного устаткування, що використовуватиметься різними країнами; взаємодопомога у випадку аварій; реєстрація в єдиному реєстрі всіх запусканих об'єктів; публічний доступ до інформації; охорона історичної спадщини; відсутність виключного права однієї держави або компанії на добування ресурсів і спільна відповідальність за наслідки; попередження конфліктів; мінімізація косміч-

Цитування: Малишева Н. Р. Міжнародно-правові засади розробки ресурсів Місяця, Марса та інших небесних тіл. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 74—82. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.074>

ного сміття. Серед підписантів, крім НАСА (від США — держави-ініціатора проєкту), виступили уповноважені органи Канади, Великобританії, Австралії, Японії, Люксембургу, Італії та Об'єднаних Арабських Еміратів. Відповідно до Розділу 13 Домовленостей, після 13 жовтня 2020 року будь-яка держава, яка прагне стати Підписантом цих Угод, може це зробити, подавши свій підпис уряду США. Відповідно до цього, рівно через місяць після укладення основних Домовленостей, дев'ятою країною, що приєдналась до них, стала Україна. Згодом до участі у Програмі долучились також Бразилія, Південна Корея та Нова Зеландія.

Слід зазначити, що кожен із підписантів підійшов до формалізації своєї участі у Програмі через попереднє, починаючи з 2019 р., укладання двосторонніх угод зі США (в різних формах: договори, меморандуми, декларації тощо), внісши у Програму конкретику можливого співробітництва та фінансові ресурси, які вони можуть на ці цілі виділити. На жаль, цього не можна сказати про Україну; приєднання нашої держави можна скоріше тлумачити як меморандум про наміри, оскільки досі жодної конкретики в ці масштабні домовленості наша держава не внесла. Не було здійснено й відповідного попереднього опрацювання правових підстав її приєднання до Угоди. Все це вимагає здійснення аналізу міжнародно-правових та національних можливостей участі України в найбільш амбіційній космічній програмі сучасності.

ПЕРЕДІСТОРІЯ ПИТАННЯ

Розроблення ресурсів небесних тіл було на порядку денному США протягом принаймні двох десятиліть. При цьому, зважаючи на власний космічний потенціал, США довгий час намагались бути першими у своїй господарській діяльності на Місяці. Показовою у цьому відношенні стала, зокрема, американська Місячна програма «Сузір'я», започаткована республіканцем Джорджем Бушем-молодшим у 2004 р., яка була суто національною, без залучення іноземного елементу [8]. Відповідно до цієї програми 31.08.2006 р. було ухвалено Національну космічну політику США [7], згідно з якою космос проголошувався

сферою життєво важливих національних інтересів Сполучених Штатів. Декларувалось, що США буде: зберігати свої права, можливості і свободу дій в космосі; рекомендувати всім іншим державам самим утримуватись та утримувати інших як від перешкоджання використанню цих прав, так і від створення можливостей для такого перешкоджання; вживати заходів, необхідних для захисту можливостей США у дослідженні космосу; реагувати на випадки перешкоджання; і перешкоджати, якщо буде потреба, своїм противникам використовувати космічні засоби з метою, ворожою національним інтересам США. Саме на концептуальній основі відповідної Космічної програми було побудовано Закон США про конкурентоспроможність комерційної космічної діяльності 2015 р. [10]. Відповідно до цього Закону декларується право громадян Сполучених Штатів брати участь у комерційній розвідці та комерційному видобуванні космічних ресурсів, вільних від шкідливих втручань, відповідно до міжнародних зобов'язань США та за умови дозволу та постійного нагляду з боку федерального уряду. Ця Програма стала дороговказом для здійснення космічної політики США на наступні десять років, поки їй на зміну не прийшла більш поміркована космічна політика, однією з ознак якої став погляд у бік можливості міжнародної співпраці в дослідженні та розробленні ресурсів космосу. Виразом відповідного ставлення стала Президентська Директива щодо нової космічної політики США від 11 грудня 2017 р. [15], а також низка супроводжувальних документів. А 6 квітня 2020 р. було прийнято Президентський (виконавчий) указ, який різні джерела по-різному йменують: 1) щодо права США використовувати ресурси Місяця [14]; 2) про заохочення міжнародної підтримки відновлення та використання космічних ресурсів [17]. У будь-якому випадку зміст указу дає підстави вважати, що США від політики національного дослідження та використання космічних ресурсів здійснили поворот у бік міжнародної співпраці у відповідному напрямку.

З чим це пов'язано?

Аналізуючи контекст звернення космічної політики США у бік міжнародного співробітництва, вважаю за необхідне виділити два спо-

нукальні чинники: 1) фінансовий; 2) політико-правовий.

Фінансове підґрунтя звернення Адміністрації США до міжнародної спільноти з закликом до підтримки відповідної діяльності відзначається, зокрема, деякими європейськими дослідниками, що аналізували американську програму *пілотованого повернення* (за нормативною термінологією США) на Місяць. За попередніми планами NASA передбачалося пілотоване повернення на місячну поверхню в 2028 р., однак за ініціативою Президента Д. Трампа в квітні 2019 р. цю дату було перенесено на чотири роки вперед, тобто на 2024 р., що заклало початок Програми «Артеміда». Програма є дуже амбітною, багатоаспектною, такою, що потребує серйозних капіталовкладень, не підйомних навіть для США. Так, на 2020 р. — перший рік реалізації Програми — з федерального бюджету було виділено NASA 1.6 млрд доларів, хоча за підрахунками для досягнення результату у плановані строки необхідне щорічне фінансування від 6 до 8 млрд доларів [13]. Саме це стало одним із спонукальних мотивів для звернення Адміністрації США за міжнародною підтримкою.

Іншою, на мою думку, більш серйозною підставою для зміни позиції США з цього питання стала відсутність єдності у міжнародних космічно-правових і політичних колах щодо питання *відповідності міжнародному праву* реалізації проєктів розроблення ресурсів небесних тіл, особливо якщо така діяльність здійснюється однією державою.

Спробуємо розібратись у відповідному питанні більш докладно.

МІЖНАРОДНО-ПРАВОВЕ РЕГУЛЮВАННЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ВИКОРИСТАННЯ КОСМІЧНИХ РЕСУРСІВ

Ще в 1960—1970-ті рр. міжнародним співтовариством під егідою ООН було напрацьовано п'ять основних міжнародних договорів у сфері космічної діяльності. І хоча в наступні роки ці договори доповнювались різного роду резолюціями Генеральної асамблеї ООН, іншими актами т.з. «м'якого» міжнародного права, а також актами тлумачення існуючих договірних джерел, від-

повідні п'ять договорів і сьогодні залишаються основою для регулювання діяльності держав і міжнародних організацій в сфері дослідження та використання космічного простору. А зважаючи на те, що розроблення та прийняття відповідних договорів припало на роки холодної війни та жорсткого протистояння двох існуючих на той період супердержав — США та СРСР, жодна з яких не знала, хто з них буде першою в освоєнні космосу, відповідні акти міжнародного права характеризуються високим ступенем відпрацювання механізмів стримування і недопущення монополізації космічної діяльності жодною зі сторін.

Відносини щодо розроблення ресурсів Місяця та інших небесних тіл стали об'єктом регулювання двох із п'яти міжнародних договорів ООН з питань космічної діяльності, а саме: Договору про принципи діяльності держав з дослідження і використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла (надалі — Договір про космос) [1], а також Угоди про діяльність держав на Місяці та інших небесних тілах (надалі — Угода про Місяць) [6]. При цьому одразу слід зазначити, що міжнародне космічне право не дає вичерпної та однозначної оцінки можливості розроблення ресурсів небесних тіл.

Так, Договір про космос як головний системоутворювальний акт в регулюванні космічної діяльності, сторонами якого наразі є 109 держав, у ст. 1 проголошує, що дослідження та використання космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла, здійснюються на благо і в інтересах всіх країн, незалежно від ступеня їхнього економічного або наукового розвитку, і є *надбанням всього людства [the province of all mankind-eng; arapange du monde entier-fr.]*. Космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, відкрито для дослідження і використання всіма державами без будь-якої дискримінації на основі рівності і згідно з міжнародним правом, при вільному доступі у всі райони небесних тіл. Ця стаття є базовою, що закладає підвалини міжнародного космічного права і визначає його дух і основну спрямованість: космос є міжнародною зоною, де повинні враховуватися інтереси всіх країн; вільне використання за рівних умов; рівний доступ. Ці загальні принципи, сформульовані в

1960-х рр., були далекі від ліберального економічного духу, про який тоді ще не йшлося.

Далі в регулюванні відносин щодо розроблення ресурсів Місяця та інших небесних тіл пішла Угода про Місяць. Слідом за ст. 1 Договору про космос, у ст. 4 Угоди про Місяць підтверджується, що дослідження та використання Місяця є надбанням всього людства*. Водночас найбільшій увазі в контексті нашого інтересу має ст. 11.1 Угоди, згідно з якою Місяць та його природні ресурси проголошено спільною спадщиною людства (*common heritage of mankind*). Серед найбільш контroversійних в Угоді також відзначають положення ст. 11.5, в якій зазначається, що держави зобов'язуються встановити міжнародний режим, включаючи відповідні процедури, для регулювання експлуатації природних ресурсів Місяця, коли стане зрозуміло, що така експлуатація буде можливою найближчим часом. Очевидно, що наразі такий час настав, і обумовлений в Угоді про Місяць міжнародний режим мав би бути розроблений. Однак навряд чи шлях до його запровадження може бути таким, як передбачалося в Угоді. Хоча Угода набула чинності в 1984 р., станом на 2020 р. лише 18 держав ратифікували і чотири держави підписали цей міжнародний договір [11]. Серед них немає жодної з провідних космічних держав світу, що мають сьогодні чи матимуть найближчим часом можливості дістатись Місяця й вести там роботи з розвідки та розроблення його ресурсів.

ПРАВОВА ПРИРОДА ДОМОВЛЕНОСТЕЙ В РАМКАХ ПРОГРАМИ «АРТЕМІДА»

Аналізуючи Домовленості в рамках програми «Артеміда», слід звернути увагу на низку моментів, які дозволяють виявити правову природу цього документу і надати його характеристику.

* Хоча в українських текстах формули ст. 1 Договору про космос і ст. 4 Угоди про Місяць перекладені як «спільне надбання людства» (мабуть, з російської — «достояние всего человечества») в інших офіційних текстах ООН використані такі термінологічні конструкції: у ст. 1 Договору про космос: англomовному «*province of all mankind*», франкомовному — «*apanage du monde entier*»; водночас у ст. 4 Угоди про Місяць — «*apanage de l'humanite tout entier*», «*the province of all mankind*».

Насамперед слід зазначити, що ми маємо справу з міжнародним договором, що суттєво відрізняється від класичних договорів, хоча його особливості не є унікальними у сучасній практиці міжнародних відносин. Класичні міжнародні договори поділяються за різними критеріями. Одним із них є сфера суб'єктного охоплення, відповідно до якого виділяються багатосторонні, регіональні та двосторонні міжнародні договори. Є також поділ за рівнем міжнародно-правового регулювання: міждержавні, міжурядові та міжвідомчі [2]. Є міжнародні договори закритого і відкритого типу: перші з них укладаються між конкретним, наперед обумовленим колом суб'єктів міжнародного права; другі ж є відкритими для наступного приєднання тими державами, які не були підписантами відповідного договору. За юридичною силою міжнародні договори можуть належати до «твердого права» (*hard law*) — договори, угоди, конвенції, або ж до «м'якого права» (*soft law*) — різного роду меморандуми, декларації, заяви, резолюції тощо.

Домовленості в рамках програми «Артеміда» за сукупністю ознак слід віднести до міжвідомчого акту міжнародного м'якого права відкритого типу. Цей документ укладено між обмеженою кількістю космічних агенцій, що домовились здійснювати спільну діяльність з доправлення місій на Місяць та інші небесні тіла та з розроблення ресурсів цих небесних тіл. Водночас Домовленості відкриті для приєднання компетентних органів інших держав, що мають намір долучитись до відповідної співпраці, чим і скористалось Державне космічне агентство України. За загальним правилом Домовленостям передувало (або слідувало за ними) створення окремих двосторонніх договірних рамок між НАСА як ініціатора програми та його ядра — з одного боку, і агенціями тих держав, які стали підписантами загальних Домовленостей — з іншого. Форми цих міжвідомчих інструментів у кожному випадку обирались сторонами окремо, так само, як і змістовне наповнення співпраці. Так, у жовтні 2018 р. між НАСА та Космічним агентством ОАЕ було підписано імплементаційну домовленість; у жовтні 2019 р. між НАСА та Космічним агентством Великого Герцогства

Люксембург було підписано Спільну заяву; таку ж міжнародно-правову форму було обрано для оформлення співпраці по «Артеміді» між НАСА та Космічним агентством Сполученого Королівства, а також між НАСА та відповідним уповноваженим органом Італійської республіки; з Канадським космічним агентством НАСА у грудні 2020 р. підписало Договір про «Gateway», а з відповідним міністерством Японії в липні 2020 р. — Спільну декларацію про наміри.

Дещо «аномальними» з точки зору теорії міжнародних договірних відносин у відповідних двосторонніх та багатосторонній Домовленості є декілька моментів. Насамперед, в усіх договірних інструментах щодо «Артеміді» порушено принцип рівності договірних Сторін та симетричності прав та обов'язків, які на них покладаються: однією зі Сторін у всіх відносинах щодо Артеміді виступає НАСА. Фактично йдеться про «заохочення міжнародної підтримки публічної та приватної діяльності США з дослідження та використання ресурсів космосу, відповідно до їхньої національної політики у відповідній сфері [9]. Саме НАСА формує передумови та основні засади участі інших Сторін у програмі, а також визначає можливості їхньої взаємодії. При цьому слід відзначити різний обсяг прав та зобов'язань Сторін в кожній з двосторонніх домовленостей. До речі, саме цей підхід свого часу уже був досить успішно апробований в низці угод щодо Міжнародної космічної станції [4]. Наступним моментом, що потребує оцінки з точки зору теорії міжнародного права, є зв'язок відповідних Домовленостей з загальним міжнародним правом та міжнародним космічним правом, розробленим під егідою ООН. Найбільш проблемним тут є можливість і необхідність дотримання Угоди про Місяць. США як ініціатор Програми в усіх державних документах, зокрема в тих, що мають вплив на міжнародно-правові космічні відносини, постійно наголошують на тому, що Угода про Місяць не набула універсального характеру і не може претендувати на роль міжнародного звичаю.

Домовленості у рамках програми «Артеміда» стали спробою започаткувати оновлений міжнародно-правовий режим ресурсів космічних тіл, певним чином альтернативний до передбаченого Уго-

дою про Місяць. Маючи такі далекоглядні наміри, американська сторона вже внесла питання щодо правового режиму використання ресурсів небесних тіл на розгляд Юридичного підкомітету Комітету ООН з космосу. На даний момент, однак, позиція НАСА не є надто жорсткою з точки зору залучення до Програми міжнародних партнерів. Так, Австралія є Стороною Угоди про Місяць, однак ця обставина не завадила їй однією з перших укласти з НАСА відповідні домовленості щодо Артеміда-співпраці у сфері робототехніки, автоматики, використання штучного інтелекту [5].

Наразі правовий режим діяльності з експлуатації ресурсів небесних тіл залишається невизначеним. У Комітеті ООН з космосу та його Юридичному підкомітеті поки лише готуються до обговорення та формування такого режиму, передбаченого ст. 11.5 Угоди про Місяць. Складнощі насамперед пов'язані з невизнанням Місяця та інших небесних тіл «спільною спадщиною людства» («common heritage of mankind») з боку США та низки інших держав, готових до освоєння космічних ресурсів, оскільки це стоїть на заваді експлуатації таких ресурсів та справедливого розподілу вигод від цієї діяльності, пропорційно участі в ній. Водночас на дотриманні цього принципу неодмінно наполягатимуть країни, що розвиваються, посиляючись при цьому не тільки на Угоду про Місяць, а й на Договір про космос, згідно з яким дослідження та використання космічного простору здійснюються на благо і в інтересах всіх країн, незалежно від ступеня їхнього економічного або наукового розвитку, і є *надбанням всього людства*. А космічний простір, включаючи Місяць та інші небесні тіла, не підлягає національному присвоєнню ані шляхом проголошення на них суверенітету, ані шляхом використання або окупації, ані будь-якими іншими засобами.

Дискусія в цьому напрямку триває, однак це не заважає швидкому просуванню вперед Програми «Артеміда» і долученню до неї нових Сторін.

УЧАСТЬ УКРАЇНИ У ПРОГРАМІ «АРТЕМІДА»

Українська сторона в особі Державного космічного агентства підписала Домовленості щодо програми «Артеміда», взявши авансом на себе певні зобов'язання. При цьому слід пам'ятати, що від-

повідно до ст. 9 Конституції України чинні міжнародні договори, згода на обов'язковість яких надана Верховною Радою України, стають частиною національного законодавства України. В цьому контексті насамперед слід провести оцінку вітчизняної космічної діяльності на відповідність принципам, регламентованим Домовленостями по програмі «Артеміда»: мирні цілі, транспарентність, взаємодія операційних систем, допомога у випадку надзвичайних ситуацій, реєстрація космічних об'єктів, надання наукових даних, видобування ресурсів, уникнення шкідливого впливу, мінімізація космічного сміття тощо.

Після підписання загальних Домовленостей слід подумати про конкретні сфери співпраці, де Україна могла б бути цікавою Програми, сформувавши конкретні пропозиції, які увійшли б у двосторонню Угоду зі США. Для цього слід провести інвентаризацію наших можливостей, поширивши знання про Програму, її особливості, пріоритети та умови участі серед високотехнологічних підприємств та організацій космічної галузі. Тут непересічну роль може відіграти Національна академія наук України, чимало інститутів якої орієнтовані на космічну діяльність і в змозі здійснити аналіз наукових і технологічних перспектив участі України в дослідженні та використанні ресурсів Місяця, а також Українська асоціація високотехнологічних підприємств і організацій «Космос», що об'єднує кілька десятків суб'єктів, здатних взяти участь в програмі «Артеміда».

Після цього можна буде ставити питання про підписання двостороннього документу між НАСА та Мінстратегпромом або ДКА щодо конкретних напрямів участі українських суб'єктів у Програмі.

В цьому зв'язку хотілося б зазначити, що кожен з перших підписантів Домовленостей вже попередньо визначив і конкретно обґрунтував свою роль і доцільність участі у майбутньому проєкті. Так, наприклад, Австралія співпрацюватиме у сфері робототехніки, автоматики, використання штучного інтелекту. Японія братиме участь у розробці нового безпілотного вантажного корабля, який здійснюватиме постачання навколомісячної станції «Gateway». Участь Італії буде полягати у створенні систем примісячення, а також створення житлових модулів на поверхні Місяця і т. п.

А Велика Британія візьме участь у створенні навколомісячної станції Gateway, яка стане проміжним пунктом для польоту місій на Місяць і далі. Кожна з цих та інші держави-учасниці уже декларували суми державних і приватних інвестицій на ці цілі у найближчі роки.

Державні органи управління космічною діяльністю мають орієнтувати суб'єктів господарювання України на усвідомлення того, що їхній прибуток в цій діяльності буде пропорційним вкладу. Саме така модель буде домінуючою і для міждержавних домовленостей між Україною та США у цій сфері, хоча при відсутності формалізації у розподілі прибутків, ці питання також мають бути предметом перемовин. Зрештою необхідно усвідомлювати, що участь у Програмі потребуватиме від України потужної державної фінансової підтримки підприємств, які займатимуться видобуванням космічних ресурсів, тому слід бути готовими ініціювати державні інвестиції в цій сфері. Виходячи із сьогоденного фінансового становища України, це може виявитись проблематичним. Дуже важливо у цьому зв'язку, що в Концепції Загальнодержавної цільової науково-технічної програми України на 2021—2025 роки передбачено стимулювання та розширення міжнародного співробітництва, здійснення спільних проєктів та розробок, зокрема в рамках співпраці з NASA та іншими провідними космічними агенціями [3].

Ще одним важливим чинником, який слід усвідомлювати, є те, що підписавши Домовленості, Україна повинна невідкладно вдатися до оновлення національного космічного законодавства України відповідно до нової сфери регулювання, а також внесення доповнень до регламентації дозвільної системи та ліцензування, реєстрації космічних об'єктів та прав на космічні ресурси, охорони космічного простору та небесних тіл від космічного сміття, узгодженості операційних систем з системами потенційних партнерів та ін. Зазначу, що всі основні документи США останніх років, включно з Новою космічною програмою, ухваленою 9 грудня 2020 р., пронизані ідеєю широкого залучення приватних суб'єктів космічної діяльності, використання всіх допустимих форм державно-приватного

партнерства, що має стати орієнтиром і для нас в процесі вдосконаленні інституту державно-приватного партнерства у космічній галузі.

Не слід при цьому забувати, що «Артеміда» — не єдина можливість участі України у співробітництві зі США. Тому пріоритетом наших зусиль має залишатись поновлення дії міжурядової Рамкової угоди про співробітництво в дослідженні та використанні космічного простору у мирних цілях, термін 10-річної дії якої завершився 22 січня 2019 року, але досі не був подовжений.

ВИСНОВКИ

Насамперед важливо усвідомити, що на сьогодні немає універсального міжнародно-правового режиму експлуатації ресурсів космічних тіл. Водночас міжнародне космічне право не містить прямих заборон здійснення такої діяльності, якщо вона ведеться у співробітництві держав, з дотриманням загальних принципів міжнародного космічного права, зафіксованих в Договорі про космос.

Домовленості в рамках програми «Артеміда» є спробою започаткування нового режиму розроблення ресурсів Місяця, Марса, астероїдів та інших небесних тіл, що не спиратиметься на Угоду про Місяць, а створить їй певну альтернативу.

Підписання Українською стороною Домовленостей відкриває перспективи суттєвого підви-

щення космічного статусу нашої держави, але водночас накладає на неї нові серйозні зобов'язання як міжнародного, так і національного характеру. Необхідно насамперед якомога скоріше визначитись з можливостями вітчизняних суб'єктів космічної діяльності запропонувати конкретні напрямки участі у Програмі, зафіксувавши їх у двосторонній угоді з НАСА, а за необхідності — й з іншими учасниками Домовленостей. Зважаючи на обмеженість бюджетних ресурсів, слід максимально використати механізми державно-приватного партнерства, внісши відповідні зміни до національного законодавства України. Необхідність удосконалення космічного законодавства України в напрямку його узгодження із законодавством держав-учасниць програми пов'язана й з іншими чинниками участі в Програмі.

Оскільки Домовленості по програмі «Артеміда» є міжнародно-правовим документом загального змісту, який встановлює лише принципи відповідного співробітництва, не регламентуючи конкретних механізмів діяльності, в найближчі роки на рівні міжнародних організацій космічного профілю, насамперед Юридичного підкомітету Комітету ООН з мирного використання космічного простору, напрацьовуватимуться спільні норми та стандарти відповідної діяльності. І важливо, щоб Україна не залишилась осторонь від цієї роботи.

ЛІТЕРАТУРА

1. Договір про принципи діяльності держав по дослідженню і використанню космічного простору, включаючи Місяць та інші небесні тіла від 27.01.1967 (дата набуття чинності для України 31.10.1967). URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/995_480#Text (дата звернення: 15.05.2021).
2. Закон України «Про міжнародні договори України» від 22.12.1993 р. з наступними змінами (ст.1). URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/3767-12#Text> (дата звернення: 15.05.2021).
3. Концепція Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України на 2021—2025 роки, схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 13 січня 2021 р. № 15-р. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/15-2021-#Text> (дата звернення: 15.05.2021).
4. Малишева Н. Р. Правові засади створення та функціонування Міжнародної космічної станції. *Правова держава*. 2012. Вип. 23. С. 476—484.
5. NASA і Австралія будуть вместе осваивать Луну. URL: <https://tass.ru/kosmos/6913883> (дата звернення: 15.05.2021).
6. Угода про діяльність держав на Місяці та інших небесних тілах. URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/995_482#Text (дата звернення: 15.05.2021).
7. 2006 National Space Policy. URL: <https://www.usgs.gov/media/files/2006-national-space-policy> (дата звернення: 15.05.2021).
8. “Apollo on steroids”: The rise and fall of NASA’s Constellation Moon program. URL: <https://www.planetary.org/articles/20160801-horizon-goal-part-2> (дата звернення: 15.05.2021).

9. Executive Order on Encouraging International Support for the Recovery and Use of Space Resources, dated on April 06, 2020. URL: <https://www.whitehouse.gov/presidential-actions/executive-order-encouraging-international-support-recovery-use-space-resources/> (дата звернення: 15.05.2021).
10. H.R.2262 — U.S. Commercial Space Launch Competitiveness Act: <https://www.congress.gov/bill/114th-congress/house-bill/2262> (дата звернення: 15.05.2021).
11. Moon Treaty — Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Moon_Treaty (дата звернення: 15.05.2021).
12. NASA Administrator Signs Statement of Intent with Brazil on Artemis Cooperation. URL: <https://www.nasa.gov/feature/nasa-administrator-signs-statement-of-intent-with-brazil-on-artemis-cooperation> (дата звернення: 15.05.2021).
13. NASA boss pleads for steady Moon mission funding. URL: <https://www.cbsnews.com/news/nasa-moon-mission-budget-administrator-jim-bridenstine/> (дата звернення: 15.05.2021).
14. President Signs Executive Order on Space Resource Utilization. URL: <https://www.space.commerce.gov/president-signs-executive-order-on-space-resource-utilization> (дата звернення: 15.05.2021).
15. Space Policy Directive Signing, Dec. 11, 2017. URL: <https://www.nasa.gov/feature/space-policy-directive-signing-dec-11-2017> (дата звернення: 15.05.2021).
16. The Artemis Accords principles for cooperation in the civil exploration and use of the Moon, Mars, comets, and asteroids for peaceful purposes. URL: <https://www.nasa.gov/specials/artemis-accords/img/Artemis-Accords-signed-13Oct2020.pdf> (дата звернення: 15.05.2021).
17. Trump Administration Issues Executive Order On Encouraging International Support for the Recovery and Use of Space Resources. URL: <https://spacewatch.global/2020/04/trump-administration-issues-executive-order-on-encouraging-international-support-for-the-recovery-and-use-of-space-resources/> (дата звернення: 15.05.2021).

Стаття надійшла до редакції 17.05.2021

REFERENCES

1. Treaty on Principles Governing the Activities of States in the Exploration and Use of Outer Space, including the Moon and Other Celestial Bodies on 27. 01. 1967 (date of entry into force for Ukraine 31.10.1967). URL: <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/treaties/introouterspacetreaty.html> (Last accessed: 15.05.2021).
2. Law of Ukraine «On International Treaties of Ukraine» of December 22, 1993, as amended (Article 1). URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/3767-12#Text> (Last accessed: 15.05.2021).
3. The concept of the National Targeted Scientific and Technical Space Program of Ukraine for 2021-2025, approved by the order of the Cabinet of Ministers of Ukraine of January 13, 2021 № 15-p. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/15-2021-#Text> (Last accessed: 15.05.2021).
4. Malysheva N. R. (2012). Legal basis for the establishment and operation of the International Space Station. *Rule of Law*. № 23, 476—484.
5. NASA and Australia will explore the moon together. URL: <https://tass.ru/kosmos/6913883> (Last accessed: 15.05.2021).
6. Agreement Governing the Activities of States on the Moon and Other Celestial Bodies. URL: <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/treaties/intromoon-agreement.html> (Last accessed: 15.05.2021).
7. 2006 National Space Policy. URL: <https://www.usgs.gov/media/files/2006-national-space-policy> (Last accessed: 15.05.2021).
8. “Apollo on steroids”: The rise and fall of NASA’s Constellation Moon program. URL: <https://www.planetary.org/articles/20160801-horizon-goal-part-2> (Last accessed: 15.05.2021).
9. Executive Order on Encouraging International Support for the Recovery and Use of Space Resources, dated on April 06, 2020. URL: <https://www.whitehouse.gov/presidential-actions/executive-order-encouraging-international-support-recovery-use-space-resources/> (Last accessed: 15.05.2021).
10. H.R.2262 - U.S. Commercial Space Launch Competitiveness Act. URL: <https://www.congress.gov/bill/114th-congress/house-bill/2262> (Last accessed: 15.05.2021).
11. Moon Treaty — Wikipedia. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Moon_Treaty (Last accessed: 15.05.2021).
12. NASA Administrator Signs Statement of Intent with Brazil on Artemis Cooperation. URL: <https://www.nasa.gov/feature/nasa-administrator-signs-statement-of-intent-with-brazil-on-artemis-cooperation> (Last accessed: 15.05.2021).
13. NASA boss pleads for steady Moon mission funding. URL: <https://www.cbsnews.com/news/nasa-moon-mission-budget-administrator-jim-bridenstine/> (Last accessed: 15.05.2021).
14. President Signs Executive Order on Space Resource Utilization. URL: <https://www.space.commerce.gov/president-signs-executive-order-on-space-resource-utilization> (Last accessed: 15.05.2021).
15. Space Policy Directive Signing (Dec. 11, 2017). URL: <https://www.nasa.gov/feature/space-policy-directive-signing-dec-11-2017> (Last accessed: 15.05.2021).

16. The Artemis Accords principles for cooperation in the civil exploration and use of the Moon, Mars, comets, and asteroids for peaceful purposes. URL: <https://www.nasa.gov/specials/artemis-accords/img/Artemis-Accords-signed-13Oct2020.pdf> (Last accessed: 15.05.2021).
17. Trump Administration Issues Executive Order On Encouraging International Support for the Recovery and Use of Space Resources. URL: <https://spacewatch.global/2020/04/trump-administration-issues-executive-order-on-encouraging-international-support-for-the-recovery-and-use-of-space-resources/> (Last accessed: 15.05.2021).

Received 17.05.2021

N. R. Malysheva

Head of the Department of Agrarian Law, Land Law, Environmental Law and Space Law, of the Koretsky Institute of State and Law National Academy of Sciences of Ukraine, Deputy Director of the International Center for Space Law at the V. M. Koretsky Institute of State and Law, Doctor of Law, Professor, Academician of the National Academy of Legal Sciences, Corresponding Member of International Academy of Astronautics, IAA, Honored Lawyer of Ukraine, the Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine.

E-mail: nataliia_malysheva@ukr.net

ORCID: 0000-0001-6630-227X

V. M. Koretsky Institute of state and law of National Academy of Sciences of Ukraine,
International Space Law Centre
4 Triokhsviatytska Str., Kyiv, 01601 Ukraine

INTERNATIONAL LEGAL PRINCIPLES GOVERNING EXPLORATION OF MOON, MARS, AND OTHER CELESTIAL BODIES' RESOURCES

The article examines the latest trends in the development of international legal relations in the field of exploration and use of celestial bodies' resources, which was prompted by the United States' initiation of the international program "Artemis". Nine countries of the world, including Ukraine, have joined this program, formalizing their intentions by signing the so-called Artemis Accords.

Given that the international legal regime for the exploitation of the resources of Moon, Mars, asteroids, and other celestial bodies is still not defined, and there is no unity in the doctrine of space law in this regard, the article attempts to determine the legal basis for Ukraine's participation, the opportunities that open up for it, as well as the tasks that arise in this regard for the domestic entities of space activities and the State, which is responsible for all space activities carried out under its jurisdiction.

Keywords: resources of the Moon and other celestial bodies, Artemis program, international space law, Ukraine, national legislation, international legal regime, common heritage of mankind.

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.083>
UDC 681.3 (09)

A. A. LARIN, Ph.D. in Tech., Professor
ORCID: orcid.org/0000-0003-1274-4333
E-mail: professorlarin@gmail.com

M. V. GUTNYK, Ph.D. in Hist., Associate Professor
ORCID: orcid.org/0000-0002-2723-2755
E-mail: maryna.gutnyk@khpi.edu.ua

S. S. TKACHENKO, Ph.D. in Hist., Associate Professor
ORCID: orcid.org/0000-0001-9274-0767
E-mail: sveetulia1@gmail.com

S. O. HORIELOVA
ORCID: orcid.org/0000-0003-4394-2578
E-mail: svitlana.horielova@gmail.com

National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute»
2 Kirpichev Str., Kharkiv, 61002 Ukraine

THE CONTRIBUTION OF KHARKIV ENTERPRISES TO THE ROCKET AND SPACE INDUSTRY DEVELOPMENT

The article reviews the contribution of Ukrainian enterprises to the development of the rocket and space industry. The most important part of a space or combat ballistic missile is the control system (CS), on which the success of its application depends. Kharkov (Kharkiv) enterprises – the “Kommunar” plant and the Design Bureau “Electropriborostroenia” (SDB-692, now the RPA “Khartron”) were the largest manufacturers of control systems not only in Ukraine but throughout the Soviet Union. These systems were not only produced serially but also developed at these enterprises. The formation and development of Kharkov enterprises of the space industry is the most important page in the history of the development of not only cosmonautics but also science and technology. Despite the large number of works devoted to the development of rocket and space technology in Ukraine, the history of the development and production of control systems has not been sufficiently studied. Due to the secrecy of work in the field of rocket and space technology (RST), there are very few sources for studying the history of its creation. Therefore, the most important part of the work was interviewing the leading experts of SDB-692 in the field of the rocket and spacecraft control systems, which included A. M. Kalnoguz, Yu. A. Kuznetsov, V. Ya. Makarenko, V. G. Sukhorebrov and V. A. Uralov. Based on these interviews, a special fund was created in the Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine. Control systems for many combat ballistic missiles, including P-7, P-7A, P-12, P-16, as well as the most powerful missile in the world P-36M2, which was named in the USA “Satana” (SS-18 “Satan”), “Proton”, “Zenith”, “Energia”, and “Cyclone” launch vehicles, “Kvant”, “Kvant-2”, “Crystal”, “Priroda”, “Spectrum” orbital modules, more than 150 satellites of the “Cosmos” series, and other objects were developed and serially produced at Kharkov enterprises. In the 1970s, SDB-692 created the USSR’s first onboard digital electronic computer. On its basis, a test and launch complex “Electronic launch” was developed, designed for pre-launch testing of control systems for ballistic missiles and launch vehicles.

Keywords: space industry, launch vehicle, spacecraft, combat ballistic missiles, control systems, the “Kommunar” plant, DB “Electropriborostroeniya”, Kharkiv Polytechnic Institute.

Цитування: Larin A. A., Gutnyk M. V., Tkachenko S. S., Horielova S. O. The contribution of Kharkiv enterprises to the rocket and space industry development. *Space Science and Technology*. 2021. **27**, № 4 (131). С. 83—90. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.083>

Introduction. The development of rocket and space technology, the exploration of near-Earth space are the characteristic expressions of human society's current evolution. At the same time, today, astronautics itself acts as a kind of synthesis of what has been achieved by world science and technology. The progress and creation of the rocket and space systems operated in space, artificial Earth satellites, manned spacecraft, and interplanetary automatic stations accelerated the development of some scientific and technical fields that were not previously associated directly with space.

Cosmonautics, with its unprecedentedly high requirements for the reliability of systems and equipment, today encourages the industry to catch up to a level that was not above it the day before, makes it use the latest achievements of science and technology to improve and modernize production. The level of the modern rocket and space technology is associated with the introduction of the latest achievements of the scientific and technological revolution into production, and each of them, in turn, is enriched as a result of the use of scientific achievements in the study of processes and phenomena occurring in outer space.

Ukraine is one of the few countries in the world where launch vehicles, spacecraft, and combat ballistic missiles are created. The study of the history of rocket and space technology (RST), participation in this process of the leading enterprises of Kharkiv, and above all, the "Kommunar", "Khartron" enterprises — is the most important component of the modern history of science and technology.

A considerable number of works have been devoted to the development of the Ukrainian spacecraft. From all publications, it should be mentioned the monographs devoted to the activities of the rocket spacecraft designers — M. K. Yanhel [16], V. S. Budnik [2], V. F. Utkin [22], S. M. Koniukhov [15], and Yu. S. Aleksieiev [21]. The works published to the anniversary dates of the Pivdenne State Design Bureau (PDB or SDB-692) [3, 12, 20] were devoted to its labour activity.

Research objective. The purpose of the article is to analyze the creation and activities of enterprises of rocket and space engineering in Ukraine using Kharkiv enterprises as the example.

Sources. The most important part of a space or combat ballistic missile is the control system (CS), on which the success of its application depends. The largest manufacturer of control systems in Ukraine and throughout the entire Soviet Union was Kharkiv city, where enterprises not only mass-produced these systems but also developed them. The emergence and development of the Kharkiv space industry have become the most important page in the history of the progress in astronautics and the entire science and technology in general.

However, the history of the development and production of control systems in Ukraine has not been sufficiently studied. Existing works on the history of Kharkiv enterprises [11; 17] are saturated with a large amount of information, accompanied by colorful illustrations, and are chronicles of dates and events. However, unfortunately, there is no deep analysis of the relationship between the development of enterprises and domestic and foreign science and technology as a whole. In addition, these publications were distributed mainly among the employees of these enterprises, they are not represented on the Internet, and their edition is very limited.

The activity of Kharkiv enterprises on the creation of the RST control system was covered in a collective monograph [1], but it focused only on the participation of employees and graduates from the Kharkiv Polytechnic Institute (NTU "KhPI"). Another collective monograph [19] was devoted to the life and creative career of the Chief Designer of control systems Volodymyr H. Serhieiev (1914–2009). Andrii S. Honchar (1925–2003), Chief Designer of the control system of the "Almaz" rocket and space complex of the transport supply ship, as well as the autonomous control complex of a super-heavy launch vehicle "Energia", thoroughly described the history of the creation of unique control systems for rocket and space vehicles in his memoirs [10]. He, for many years, had worked in the DB "Elektropriborostroenie" (SDB-692, since 1995 — research and production association "Khartron").

However, the memoirs of A. S. Honchar are an exception. For obvious reasons, all works on the creation of the CS were strictly classified. Taking into account this information, the work carried out by NTU "KhPI" engineer Svitlana O. Horelova is very

important and actual. She interviewed the leading employees of SDB-692, who participated in the most important work on the creation of a control system for combat missiles and spacecraft, namely Anatolii M. Kalnohuz, Yurii O. Kuznietsov, Oleksander Ya. Makarenko, Viktor H. Sukhorebrov, and Volodymyr O. Uralov. All interviews are devoted to the activities of respondents in SDO-692 in the period from 1959 to 1988 and were placed in the Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine, where the fund 251 "Oral-historical documents on the history of science and technology" was created [4–9].

"Kommunar". The production of combat ballistic missiles in Ukraine began in 1951. The production of the P-1 rocket¹ (8A11, according to NATO classification — SS-1 "Scunner") was organized at the repurposed Pivdennyi Machine-Building Plant (plant no. 586) from the automobile one. Soon a special design bureau SDB-586 (Pivdenne design bureau) was created at the plant. Mykhailo K. Yanhel, who had previously worked as the Chief Engineer of Research Institute-88, was appointed as the Chief Designer of the SDO and Vasyl S. Budnik became his deputy. For the mass production of P-1 missile control systems, the Kharkiv plant "Elektroinstrument" was allocated. It was given a new name — plant number 897, open name — plant "Kommunar". It became the first enterprise in the USSR for the serial production of equipment for onboard autonomous control systems and ground test starting electrical equipment for missile systems. Volodymyr N. Kulikov was appointed as a Director of the plant, and Abram M. Hynzburh became its Chief Designer. Already at the initial stage, production workers faced many technical problems, which had to be solved operatively, on the spot, without waiting for help from central design offices and research institutes. Due to this, by the Decree of the USSR Council of Ministers no. 5071-2199cc of December 12, 1951, in order to "quickly master the serial production of control system equipment for the P-1 product", a special design bureau was organized at plant no. 897 from January 1, 1952 (SDB-897). This SDB-897 was headed by Abram M. Hynzburh [11, P. 18–21]. The scientist understood

the role and significance of the theory and put a lot of effort into the creation of the different subdivisions.

The first important achievement of SDB-897 was its participation (together with the Research Institute-885 team, Chief Designer Mykola O. Pyliuhin) in the development of a control system for the country's first strategic medium-range missile P-12 (8K63, SS-4 "Sandal"). In this rocket, the Chief Designer of which was M. K. Yanhel, for the first time high-boiling fuel components were used, which made it possible to use a silo-based missile launch. Exactly for the P-12 rocket, a completely autonomous inertial control system was created for the first time. Before that, a radio correction system was used. For this work, a group of SDB employees was awarded government awards, and Chief Designer A. M. Hynzburh became a Lenin Prize Laureate.

The first independent development of the SDB of the "Kommunar" plant was the design of a control system for the "Oneha" powder tactical missile (1955). It was based on the principle of a "pure" inertial control. A characteristic of the system was the one-coordinate control method developed in SDO-897, implemented based on one pendulum accelerometer on the inner axis of the gyro horizon and a discrete calculating device. The control system included a pitch gyro, lateral and normal stabilization accelerometers, and pneumatic steering gears. And although the "Oneha" rocket did not go into series production, its flight design tests confirmed the correctness of the principles established in the control system construction.

As the "Kommunar" plant was the only one in the country where missile control systems were serially manufactured, in 1958, it received a task to produce onboard and ground control equipment for the P-7 (8K71) rocket. The task became fateful both for the plant and for the SDB since later modifications of the P-7 combat missile were used to launch artificial Earth satellites.

So, on October 4, 1957, the first satellite of the Earth was launched into near-Earth orbit with the P-7A (8K74) rocket, equipped with an additional block of the last stage. A month later, on November 3, the next flight took place with the dog Laika on board. The next modification of the "Seven" made it possible to deliver a pennant with the emblem of

¹ Hereinafter in the text "P" in the designation of the rocket — the first letter of the word "rocket" in Ukrainian

thse USSR to the Moon (September 12, 1959) and fly around the Moon, photographing its reverse side (October 04, 1959). On April 12, 1961, the same rocket launched the first manned spacecraft “Vostok-1” into orbit with pilot-cosmonaut Yuri Gagarin [11, P. 34–39].

In total, over 50 years, rockets equipped with onboard control system equipment manufactured at “Kommunar” and launched with the help of a ground-based test and starting electrical equipment (TSEE) manufactured there have put into near-Earth orbits more than 3,500 spacecraft for various purposes. Among them, there were more than 250 manned spacecraft or ones for providing work of astronauts at long-term orbital stations-laboratories [11, P. 114].

In 1964–1966 SDB “Kommunar” became the leader in the creation of a control system for the three-stage universal missile UR500 (“Proton”). The plant manufactures 49 devices, which make up 80 % of the total number of apparatus for the onboard control system of this missile. Since 1967, the “Proton” launch vehicle has launched into space more than 280 different spacecraft for scientific and national economic purposes, the mass of which reaches 12.5 tons. Among them, there are the well-known orbital space stations “Salyut”, “Mir”, modules “Kvant”, “Kristall”, et al.

In 1969, the “Lunokhod” and “Lunokhod-2” self-propelled vehicles were delivered to the Moon by the “Proton” rocket. Scientists of the “Kommunar” plant also took part in these works as manufacturers of onboard equipment installed at the “Luna” stations, which controlled the movement, entry into low-Earth orbit, and braking of the apparatus for the Moon landing.

In the 1980s, from the modules launched into the near-Earth orbit by the “Proton”, the space station-laboratory “Mir-2” weighing 130 tons was assembled, and it had been in the orbit for more than 15 years until April 2001.

In 1982, the “Kommunar” initiated manufacturing of prototypes, and in 4 years started serial production of onboard equipment for the control system of the new “Zenit” space carrier (11K77). Mastering the production of such an order became the next stage of technical progress for the plant. The “Kommunar” team became a participant in a large-scale

international project called “Sea Launch”, in which the rocket in variant the Zenit-3SL was used. Norway, the USA, Russia, and Ukraine were taking part in the implementation of this project. “Sea Launch” was the first in the world to be launched from a mobile offshore platform. Moving across the ocean made it possible to launch rockets from geographic points that were optimal for the assigned tasks, including the equatorial ones.

Between 1983 and 1986, the “Kommunar” manufactured and supplied strategic missile forces with a unified “Signal-A” remote control system designed for the “Topol” mobile ground-based missile system. The ground control system equipment located in a separate bunker of the self-propelled launcher was mass-produced at the Production Association “Kommunar”.

Another area of the PA “Kommunar” activity was the creation of ground complexes for spacecraft testing at manufacturing plants and in operation, including pre-launch preparation. In 1966, SDB “Kommunar” received the first task to develop an automated test complex designed to operate as part of the “Almaz” space complex, created under the leadership of General Designer Volodymyr M. Chelomei. The 11N560 complex (KIK) was developed and put into production, which, in terms of its technical characteristics, operational data, and schematic design, had no domestic analogues.

During the decade (from 1970 to 1980), 18 such complexes were manufactured, which have been operating at industrial plants and at technical and launch sites of the Baikonur and Plesetsk Cosmodromes.

Since 1977, PA “Kommunar” has been creating a universal control and recording automated ground complex “Kiparis” for testing various control objects. From 1981 to 1991, the plant’s staff manufactured and delivered 34 sets of this equipment to the main industrial enterprises, to the technical and launch sites of the Baikonur Cosmodrome. It provided testing of the reusable spacecraft “Buran” at all stages of preparation for the flight, which took place on November 15, 1988 [12, P. 103]. The most important reward for labor was two successful starts of the “Energia” launch vehicle, successful field tests, and the 15A18M (SS-18) rocket putting into service.

The history of the plant is formed from the fate of people who at different times worked in its team. There five Heroes of Socialist Labor, two laureates of the Lenin Prize, eleven laureates of the USSR State Prize were worked. More than a thousand employees of the enterprise were awarded government awards for their work – orders and medals, which demonstrated a significant contribution to the mastering, creation, and development of rocket and space technology.

DB “Elektropriborostroeniya”. The next enterprise, which should be noted, is DB “Elektropriborostroeniya”, created in 1959. The history of this enterprise began in PDB under the leadership of M. K. Yanhel with the development of a two-stage intercontinental ballistic missile (ICBM) P-16 (8K64, SS-7 “Saddler”), intended for ground launch sites. Wanting to protect the missile from interference, M. Yanhel, the Chief Designer of SDB-586, decided to equip it with an inertial CS. Not finding support from the director of Research Institute-885 M. Ryazanskiy and his deputy M. Pyluhin, M. Yanhel appeals to the government with a proposal to organize a new design bureau for the CS development in Kharkiv. In April 1959, based on SDB-897 and SDB-285, a new special design bureau was created – SDB no. 692². It was supposed to become the Head research and development enterprise, coordinating work on the creation of control systems for missiles developed in SDB-586. The core of the enterprise was the team that moved from SDB-827. Borys M. Konoplev was appointed as the Head and Chief Designer of SDB-692, and Abram M. Hynzburch became the deputy of the Chief Designer [1, P. 41]. This new design bureau became the leading one in the industry for the development of an automatic stabilization device and a complex of ground TSEE. At the first stage, Research Institute-944 (Chief Designer — Viktor I. Kuznietsov) was the Main organization for autonomous control systems, command gyroscopic devices, and automatic firing range control.

For the first time in domestic practice, it was proposed to develop an autonomous CS based on a three-axis gyro-stabilized platform with gyrointegrators installed on it in the firing plane. The control of the firing

range was carried out based on one of the varieties of the functional guidance method developed by Academician Oleksandr Yu. Ishlinskyi. Its instrumental implementation was carried out by an electromechanical calculating device. The program functions on board the rocket were reproduced by electromechanical tape recorders with a special wire instead of a ferrite tape and by temporary program-current distributors.

The autonomy of control on the inertial navigation system base required high accuracy of stabilization of the mass motion center, and, in this regard, an original solution to the problem of high-precision control of the apparent velocity (CAV) was proposed. This problem was solved using lamella sensors with a relay characteristic. The traditional amplifier-converter was replaced by a relay-logic signal converter. This system provided very low static error and was characterized by increased control dynamics. A large series of ground tests on real engines, carried out at the initiative of B. Konoplev, proved the mutual compatibility of engines and the CAV system.

Simultaneously during these tests, for the first time in the country, the liquid-jet high thrust engines’ dynamic as a control object was studied. The creative team of the newly established SDB-692 was the first in the country to develop onboard devices for an automatic stabilization device that had implemented complex control laws based on magnetic semiconductor elements [17, P. 22].

The P-16 missile test is associated with the largest catastrophe in the history of rocketry, which occurred on October 24, 1960. Then 78 people died, including the Chief Marshal of Artillery Mytrofan I. Nedelin, the CS Chief Designer B. Konoplev, the Deputies of the Chief Designer Vasyl A. Kontsevoi, and Lev A. Berlin, the Deputy of the Chief Engineer Heorhii F. Firsov, the Deputy Head of the landfill Colonel Oleksandr I. Nosov [14]. The accident occurred due to violations in the standard procedure for the rocket launching. As a result, there was a premature launch of the main engine second stage, which burned the bottom of the oxidizer first stage tank, and then the second stage fuel tank collapsed, which led to a powerful fire and complete missile destruction.

Despite the loss of leading specialists, work on the P-16 Control System was continued. Volodymyr H. Serhieiev became the Chief Designer of SDB-692 and

² SDB-692 received box number 67 (mailbox) and the official name — DB “Elektropriborostroeniya”, now the Research and Production Association “Khartron”.

held this post until 1986. In October 1961, according to the SDB-692 documentation, serial production of the P-16 missile control system equipment began. It became the first long-range ballistic missile (up to 13,000 km) with a short preparation time (18 minutes) and a dispersion radius of no more than 10 km.

The protected autonomous inertial control system created in SDB-692 included automatic angular stabilization, the center of mass stabilization, an apparent speed control system, a system for simultaneous emptying of tanks, and automatic range control. For the first time on the Soviet intercontinental missiles, a gyro-stabilized platform on a ball bearing suspension as a sensitive element of a control system was used. It was the creation of the P-16 control system in SDB-692 that allowed Kharkiv to declare itself not only as the largest serial manufacturer of control systems but also as a center for the development of rocket and space technology.

In the middle of the 1960s, SDB-692 was appointed as a lead organization for the development of the CS complex for the 63C1 launch vehicle. For the SDB-692 team, this was a prestigious task — by this time, the only P-7 launch vehicle had been created in the country, the control system of which was developed at Research Institute-885 under the leadership of Mykola O. Pyluihin, who had indisputable authority in this field.

After two unsuccessful launches of the 63C1 rocket, on March 16, 1961, a successful launch was carried out, as a result of which the first satellite DS-2, developed by SCB-586 and known as “Cosmos-1”, was launched into the orbit. With this launch, SCB-1's monopoly on both the launch vehicles and the artificial Earth satellites themselves ended. For SDB-692, this was an important launch, which, together with the successful course of the P-16 rocket's flight tests, demonstrated the increased level of professionalism of its developers [17].

Several years before the SDB-692 creation, there was active growth of enterprises, which later formed its core: SDB-897 and SDB-285 of the plant named after Shevchenko. During this period, the future well-known creators of the rocket and space technology were hired: Vitalii K. Kopyl — the Head of the instrumentation department, where onboard and ground launch equipment was created; Andrii S.

Honchar — Chief Designer of the “Energia” rocket control system; Sergiy S. Coruma and Venedykt D. Stadnik — high-class ballistics, whose ideas were used in the creation of missile control systems and were providing them with an incredible accuracy of hitting the target; Anatolii I. Kryvonosov — the creator of highly reliable equipment, as well as Volodymyr O. Uralov — chief designer of the CS of a number of combat missiles, including “Satana”, and Borys M. Konorev — the creator of a programming system that had no analogues in the USSR. They were carefully selected and competent specialists; in addition, they also had a desire to work and study. After the integration of the two design bureaus, in fact, the effectiveness of the work of the young team was proved more than once, which subsequently gained confidence in the creation of reliable electrical devices for combat missile control systems.

From the first days of the existence of the new enterprise, SDB-692, a theoretical subdivision began to operate in its structure, which soon grew into an independent and one of the largest subdivisions — the third complex. Specialists to this theoretical department were carefully chosen from young professionals with a penchant for scientific work. The selection took place on an individual basis and, as a rule, even at the stage of the study, in the fifth year or during the graduation project preparation from among the most capable students in the field of mathematics or mechanics. Their diploma projects were carried out at the enterprise, concerned topics related to the enterprise activities and under the guidance of its specialists. The formed third complex had three main directions: ballistics, stabilization, and programming [19, P. 345–351].

In all subsequent works, the leading role in determining the CS shape belonged to the specialists from the third complex. Any discussion of both fundamental and current questions at all levels in and out of the organization did not take place without the participation of the third complex.

The creation of long-range missiles demanded the development of onboard CS based on digital devices and an onboard digital computer. This idea was later implemented in the DB “Elektropristoroeniya”. In the 1970s, first the USSR onboard digital electronic computer was created in the SDB-692. Its

introduction was a revolutionary step in the development of missile and spacecraft control systems. Based on the onboard computer, a test and launch system intended for prelaunch testing of control systems for intercontinental ballistic missiles and launch vehicles was developed in the SDB-692. This system is known as “Electronic launch”, and in addition to the missile control system blocks, it included the most powerful computer at that time, BECM-6 (Big Electronic Calculating Machine), which performed 1 million operations per second. Due to this, it made it possible to simulate not only the flight of the rocket but also the reaction of the CS to the influence of various disturbing factors [13].

Under the leadership of Volodymyr H. Serhieiev, control systems were created for four generations of

intercontinental ballistic missiles, for three generations of space launch vehicles, and for many types of artificial Earth satellites and spacecrafts.

For fifty years, it has been a leading developer of not only CS but also onboard and ground computing systems, complex electronic equipment for various types of rockets and spacecrafts. Over the years, control systems for intercontinental ballistic missiles have been created, including the world’s most powerful combat missile P-36 M2 UTTH (15A18M), which was named in the United States “Satana” (SS-18 “Satan”), “Energiya” and “Cyclone” launch vehicles, “Kvant”, “Kvant-2”, “Kristall”, “Priroda”, “Spectrum” orbital modules, and more than 150 satellites of the “Cosmos” series, and other objects [10].

REFERENCES

1. Breslavsky D. V., Uspensky V. B., Larin A. A., et al. (2014). *Flight dynamics and control: 50 years at KhPI*. Kharkiv: NTU “KhPI” [in Russian].
2. Budnik. *Life’s work*. (2008). Ed. by A. V. Degtyarev. Dnepropetrovsk: ART-PRESS [in Russian].
3. *Called by time. From confrontation to international cooperation*. (2009). Ed. by S. N. Konyukhov. Dnepropetrovsk: ART-PRESS [in Russian].
4. *Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine*, F. 251, group-complex 5-1, op. 1, case. 2 [in Ukrainian].
5. *Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine*, F. 251, group-complex 5-1, op. 1, case. 4 [in Ukrainian].
6. *Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine*, F. 251, group-complex 5-1, op. 1, case. 7 [in Ukrainian].
7. *Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine*, F. 251, group-complex 5-1, op. 1, case. 9 [in Ukrainian].
8. *Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine*, F. 251, group-complex 5-1, op. 1, case. 12 [in Ukrainian].
9. *Central State Scientific and Technical Archive of Ukraine*, F. 251, group-complex 5-1, op. 1, case. 15 [in Ukrainian].
10. Gonchar A. S. (2008). *Heydays of the rocketry. Memories*. Kharkiv: Fact [in Russian].
11. Grishchenko V. T., Ostapchenko V. A., Sidorenko N. F., et al. (2001). *Pages of the history of ST SDB “Polisvit” of the Production Association “Kommunar”. 1952—2002*. Kharkiv: design / project [in Russian].
12. Hendrickx B., Visp B. (2007). *Energiya Buran. The Soviet Space Shuttle*. Berlin, Heidelberg, New York: Springer.
13. Horielova S. A. (2009). NTU “KhPI” The history of the creation of an on-board computer and the “Electronic start” verification system at NPO “Khartron”. *Bull. NTU “KhPI. Ser. History of Science and Technology*, № 48, 17—29 [in Russian].
14. Ignatiev N. (May 27, 2019). *Hellfire that scorched Baikonur. The largest disaster in the history of Russian rocketry Science and technology*. URL: <https://naukatehnika.com/katastrofa-v-istorii-otechestvennogo-raketostroeniya.html> (Last accessed: November 29, 2020)
15. Konyukhov. *To the 75th birthday anniversary*. (2014). Ed. by A. V. Degtyarev. Dnepropetrovsk: ART-PRESS [in Russian].
16. Platonov V. (2011). *Yangel is the creator of survival weapons*. Dnepropetrovsk: IMA-press [in Russian].
17. *Research and Production Enterprise Hartron-Arkos. Chronicle of dates and events. 1959—2005*. (2006). Second ed. (revised). Kharkiv: NPP Khartron-Arkos [in Russian].
18. *Rockets and spacecraft of the Yuzhnoye Design Bureau*. (2004). Ed. by S. N. Konyukhov. K: Publishing company “KIT” [in Russian].
19. *Sergeev Vladimir Grigorievich — Chief designer of control systems. To the 100th anniversary of his birth*. (2014). Ed. by N. I. Vakhno. Kharkiv: PJSC “Khartron” [in Russian].
20. *Sixty years in rocketry and astronautics*. (2014). Ed. by A. V. Degtyarev. Dnepropetrovsk: ART-PRESS [in Russian].
21. *Space leader. To the 65th anniversary of the birth of Yu. S. Alekseev*. State Space Agency of Ukraine. (2014). Ed. by V. I. Ko-peiko, E. I. Kuznetsov, N. A. Mitrakhov. K: Phoenix [in Russian].
22. *Utkin. Stars of the General Designer*. (2013). Ed. by A. V. Degtyarev. Dnepropetrovsk: art press [in Russian].

Received 12.01.2021

А. О. Ларін, канд. техн. наук, проф.

ORCID: orcid.org/0000-0003-1274-4333

E-mail: professorlarin@gmail.com

М. В. Гутник, канд. істор. наук, доцент

ORCID: orcid.org / 0000-0002-2723-2755

E-mail: maryna.gutnyk@khpi.edu.ua

С. С. Ткаченко, канд. істор. наук, доцент

ORCID: orcid.org / 0000-0001-9274-0767

E-mail: sveetulia1@gmail.com

С. О. Горєлова, інженер

ORCID: orcid.org/0000-0003-4394-2578

E-mail: svitlana.horielova@gmail.com

Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»

вул. Кіріпчова 2, Харків, Україна, 61002

ВНЕСОК ХАРКІВСЬКИХ ПІДПРИЄМСТВ У РОЗВИТОК РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ГАЛУЗІ

У статті розглядається внесок українських підприємств у розвиток ракетно-космічної галузі. Найважливішою частиною космічної або бойової балістичної ракети є система управління (СУ), від якої залежить успіх її застосування. Харківські підприємства — завод «Комунар» і КБ «Електроприладобудування» (ОКБ-692, нині НВО «Хартрон») були найбільшими виробниками систем управління не лише в Україні, але і у всьому Радянському Союзі. На них не тільки серійно випускалися, але також і розроблялися ці системи. Становлення і розвиток харківських підприємств космічної галузі є найважливішою сторінкою історії розвитку не лише космонавтики, а й науки і техніки в цілому. Незважаючи на велику кількість робіт, присвячених розвитку ракетно-космічної техніки в Україні, історія розробки та виробництва систем управління вивчені недостатньо. Через секретність робіт у галузі ракетно-космічної техніки (РКТ), джерел для дослідження історії її створення вкрай мало. Тому найважливішою частиною роботи стали інтерв'ю з провідними фахівцями ОКБ-692 в галузі систем управління РКТ, а саме з А. М. Калногузом, Ю. А. Кузнецовим, В. Я. Макаренком, В. Г. Сухоребровим і В. А. Ураловим. На основі цих інтерв'ю був створений спеціальний фонд у Центральному державному науково-технічному архіві України, де можна ознайомитися з цими матеріалами. На рахунку харківських підприємств розробка і серійний випуск систем управління багатьох бойових балістичних ракет, зокрема Р-7, Р-7А, Р-12, Р-16, а також найпотужнішої у світі ракети Р-36М2, що отримала в США назву «Сатана» (SS-18 «Satan»), ракет носіїв «Протон», «Зеніт», «Енергія» і «Циклон», орбітальних модулів «Квант», «Квант-2», «Кристал», «Природа», «Спектр», понад 150 супутників серії «Космос» та ін. об'єктів. У 1970-х роках в ОКБ-692 було створено першу в СРСР бортову цифрову електронно-обчислювальну машину. На її основі був розроблений перевірко-пусковий комплекс «Електронний пуск», призначений для передстартової перевірки систем керування балістичних ракет і ракет-носіїв.

Ключові слова: космічна галузь, ракета-носіїв, космічні літальні апарати, бойові балістичні ракети, системи керування, завод «Комунар», КБ «Електроприладобудування», Харківський політехнічний інститут.

90-РІЧЧЯ АКАДЕМІКА НАН УКРАЇНИ ВАДИМА ІВАНОВИЧА ЛЯЛЬКА



1 вересня виповнилося 90 років відомому вченому в галузі аерокосмічних досліджень Землі, геології, гідрогеології, геоєкології, геотермії академікові НАН України Вадиму Івановичу Ляльку.

В. І. Лялько народився в 1931 р. у м. Переяславі-Хмельницькому Київської області в родині службовців. У 1955 р. після закінчення з відзнакою геологічного факультету Київського державного університету ім. Т. Г. Шевченка його життя пов'язане з Академією наук. До 1992 р. він працював в Інституті геологічних наук АН УРСР, де пройшов шлях від інженера відділу гідрогеології до завідувача відділу тепломасопереносу в земній корі. Протягом 1974—1978 рр. був заступником академіка-секретаря, в. о. академіка-секретаря Відділення наук про Землю АН УРСР. З 1992 по 2016 рік директор Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту гео-

логічних наук НАН України, член Бюро Відділення наук про Землю НАН України. Нині — почесний директор Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі ІГН НАН України».

У 1964 р. Вадим Іванович захистив кандидатську дисертацію на тему «Формирование, оценка и прогноз изменения ресурсов подземных вод в условиях засушливой зоны Украины», де вперше застосував новий фізико-математичний напрям — тепловологоперенос у капілярно-пористих середовищах. У 1972 р. захистив докторську дисертацію на тему «Исследование особенностей тепло- и массопереноса в подземных водах юго-запада Русской платформы и сопредельных регионов».

У 1992 р. В. І. Лялька обрано членом-кореспондентом, а у 2010 р. — академіком НАН України.

Учений зробив суттєвий внесок у світову геологічну науку. Діапазон його інтересів дослідження Землі, геологія, гідрогеологія, геоєкологія, геотермія.

Фундаментальні студії Вадима Івановича дали змогу обґрунтувати новий напрям у науках про Землю — енергомасообмін у геосистемах, який розвивається у форматі оригінальної наукової школи. Вона розглядає енергомасообмін у геосистемах, його вплив на дуже чутливі до дії різних природних й антропогенних факторів фізикохімічні і біологічні механізми, які відповідають за формування спектрального відгуку природних об'єктів.

В. І. Лялько досяг значних успіхів у теоретико-методичному обґрунтуванні і практичному ви-

пробуванні у виробничих умовах нових методів аерокосмічного землезнавства (радарна інтерферометрія, гіперспектрометрія та ін.). Це сприяло реалізації таких актуальних природоресурсних і природоохоронних завдань, як аерокосмічні пошуки нафтогазових покладів, контроль і прогнозування врожайності сільськогосподарських культур, зменшення пожежонебезпечності лісів, боротьба з підтопленнями, паводками, вивчення екологічного стану територій та акваторій, оцінювання опускань земної поверхні в районах закріплення вугільних шахт.

Вадим Іванович опублікував понад 600 праць, з них 30 монографій. Серед його учнів багато кандидатів і докторів наук.

В. І. Лялько веде велику організаційну і педагогічну роботу. Головує в Науковій раді НАН України з вивчення природних ресурсів дистанційними методами, спеціалізований Учений раді при ЦАКДЗ ІГН НАН України з захисту докторських та кандидатських дисертацій. Він редактор єдиного в Україні Е-журналу «Український журнал ДЗЗ», член редколегії журналу «Космічна наука і технологія» та «Геологічного журналу»; науковий керівник проєкту дослідження природних ресурсів аерокосмічними засобами в межах Національної космічної програми України. Учений виступає координатором ВНЗ НАН України у вітчизняному проєкті — частині Міжнародної програми «Глобальна система систем обстеження Землі» (GEOSS), Європейській програмі «Глобальний моніторинг для навколишнього середовища та безпеки» (GMES). В. І. Лялько бере активну участь у міжнародних наукових контактах, про що свідчать неодноразові виступи на різноманітних форумах, публікації в зарубіжних виданнях, гранти Міжнародного наукового фонду, космічних агентств Німеччини, Франції, Європи, а також обрання до складу Міжнародної академії астронавтики.

Учений — лауреат Державних премій України в галузі науки і техніки (1989, 2004), премії ім. В. І. Вернадського НАН України (1986), заслужений діяч науки і техніки України (1997). Його удостоєно низки нагород: орден «За заслуги» II та III ступеня, Почесна Грамота Верховної Ради України, почесні відзнаки «За наукові досягнення» НАН України, «За заслуги в розвідці надр» Геологічної служби України, «Почесний працівник та ветеран космічної галузі України» Державного космічного агентства України, «Золотий знак» Спілки геологів України та ін.

До цього короткого нариса не увійшла інформація про десятки експедиційних робіт, проведених ювіляром не тільки в усіх регіонах України, а й на Далекому Сході та в республіках Середньої Азії. Протягом багатьох років було виконано конкретні дослідження з оцінки методом математичного моделювання запасів питних і термомінеральних вод та проведено пошуки корисних копалин із застосуванням аерокосмічних методів. Не відображено тут і понад тридцять відряджень у далеке зарубіжжя (Японія, Німеччина, Франція, Італія, Австрія та ін.) для участі у міжнародних наукових форумах і виконання спільних із зарубіжними колегами досліджень.

В рік свого 90-річчя та 65-річчя наукової діяльності ювіляр, як і завжди, багато і плідно працює, перетворюючи у реальні практичні досягнення ті наукові напрацювання, яким він присвятив своє життя. Усім, кому доводилося спілкуватися з вченим, відома його цілеспрямованість, ерудованість, вміння проводити дослідження на сучасному науковому рівні і доводити їх до практичних результатів. Широкий кругозір, почуття гумору, принциповість, реальна допомога тим, хто її потребує, — ось риси, притаманні ювілярові.

Наукова громадськість, колеги, друзі щиро вітають Вадима Івановича з ювілеєм, бажають активного довголіття, творчої наснаги, нових досягнень.