



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 25
6(121)
2019

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Дегтяренко П. Г., Грищак В. З., Грищак Д. Д., Дьяченко Н. Н. К проблеме равноустойчивости подкрепленной оболочечной конструкции при комбинированном нагружении 3

Динаміка та керування космічними апаратами

Дегтярев А. В., Шептун А. Д. Методология, методы и результаты первых оценок вероятности сближения спутников группировки на малые расстояния 15

Космічні енергетика і двигуни

Магдин Э. К., Дмитренко Е. С., Толочьянц Г. Э., Михайлов Н. С., Филиппов В. В., Оглич В. В. Оптимизация конструкции импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами путем объединения их в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика 33

Дослідження Землі з космосу

Попов М. А., Лялько В. И., Станкевич С. А. Национальная система дистанционного зондирования Земли: поиск рациональных решений 39

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Degtyarenko P. G., Grishchak V. Z., Grishchak D. D., Dyachenko N. M. To equistability problem of the reinforced shell structure under combined loading 3

Spacecraft Dynamics and Control

Degtiarev O. V., Sheptun A. D. Methodology, methods, and results of the first estimates of the probability of close approach between constellation satellites 15

Space Energy, Power and Propulsion

Mahdin E., Dmytrenko Y., Tolochyants H., Mikhaylov M., Filippov V., Ohlikh V. Optimization of the design of pulse solid-propellant rocket engines with metal bodies by their association in the monoblock compartment made of high-strength plastic 33

Study of the Earth from Space

Popov M. A., Lyalko V. I., Stankevich S. A. Ukrainian national system for Earth's remote sensing: look for efficient solutions 39

<i>Куссуть Н. М., Шелестов А. Ю., Яйлимов Б. Я., Шуміло Л. Л., Яйлимова Г. О., Лавренюк М. С., Колос Л. М., Підгородецька Л. В., Білоконська Ю. В.</i> Urban Atlas для міст України на основі супутникових даних високого роззнення	51	<i>Kussul N. M., Shelestov A. Yu., Yailymov B. Ya., Shumilo L. L., Yailymova H. O., Lavreniuk M. S., Kolos L. M., Pidgorodetska L. V., Bilokonska Y. V.</i> Urban Atlas for Ukrainian cities on the basis of high-resolution satellite data	51
Моніторинг космічного простору і космічне сміття		Space Environment Monitoring and Space Debris	
<i>Дронь Н. М., Голубек А. В., Дреус А. Ю., Дубовик Л. Г.</i> Перспективы использования комбинированного метода очистки околоземного пространства от крупногабаритного космического мусора	61	<i>Dron M. M., Golubek O. V., Dreus A. Yu., Dubovik L. G.</i> Prospects for the use of the combined method for deorbiting of large-scale space debris from near-Earth space	61
Історія космічних досліджень		Історія космічних досліджень	
<i>Савчук В. С., Кушлакова Н. М., Вавилова І. Б.</i> Микола Кибальчич в історії світової ракетно-космічної техніки: дискусійні питання вітчизняної і світової історіографії	70	<i>Savchuk V. S., Kushlakova N. M., Vavilova I. B.</i> Nikolai Kibalchich in the history of world rocket-space technics: discussion questions of domestic and world historiography	70
Наші автори	84	Our authors	84

На першій сторінці обкладинки — Проект багаторазового місячного лендера розробки Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», представлений на міжнародній виставці «Dubai Airshow 2019». Апарат розроблено для досліджень місячної поверхні та доставки корисного навантаження масою до 150 кг із можливістю трикратного перельоту з науковим обладнанням.

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

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 06.12.2019. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 9,03.
Обл.-вид. арк. 9,48. Тираж 101 прим. Зам. № 5811.

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

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

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.003>

УДК 539.3

П. Г. Дегтяренко¹, В. З. Грищак², Д. Д. Грищак³, Н. Н. Дьяченко²

¹ Государственное космическое агентство Украины, Киев, Украина

² Запорожский национальный университет, Запорожье, Украина

³ Центральный научно-исследовательский институт вооружения и военной техники Вооруженных Сил Украины, Киев, Украина

К ПРОБЛЕМЕ РАВНОУСТОЙЧИВОСТИ ПОДКРЕПЛЕННОЙ ОБОЛОЧЕЧНОЙ КОНСТРУКЦИИ ПРИ КОМБИНИРОВАННОМ НАГРУЖЕНИИ

Устойчивость оболочечной конструкции ракеты-носителя типа «цилиндр — конус» изучается при комбинированном нагружении внешним давлением, осевым сжатием и крутящим моментом. Разрешающие уравнения задачи решаются аналитически с использованием асимптотического подхода. В случае конического отсека используются два аналитических метода, таких как метод ВКБ и гибридный ВКБ-Галеркин-метод. Для анализа устойчивости подкрепленных оболочек используется матричный метод, позволяющий определить изменение напряженно-деформированного состояния оболочки при переходе через шпангоут. Характеристическое уравнение для определения критических нагрузок получено на основе матричного метода и уравнений сопряжения. Особое внимание уделено выбору коэффициентов жесткости шпангоута для конической и цилиндрической частей, обеспечивающих равные критические давления. Получено, что значения критического давления для равноустойчивой конструкции ниже, чем у ее отдельных частей. Изучена устойчивость подкрепленной конической конструкции при комбинированной нагрузке. Обсуждаются результаты численных расчетов для различных типов подкрепленных конструкций. Показано, что в предельных случаях для цилиндрических или конических оболочек численные результаты находятся в хорошей корреляции с известными публикациями.

Ключевые слова: оболочечная конструкция типа «цилиндр — конус», устойчивость оболочки, равноустойчивость оболочки, жесткость шпангоута, комбинированное нагружение.

ВВЕДЕНИЕ

Расчет подкрепленной цилиндрической оболочки ракеты-носителя проводился в работах [1, 3, 5, 8, 24], конической — в работах [6, 9] с помощью аналитических и численных методов. Исследования [11, 12, 17—22, 25], посвящены проблеме устойчивости отдельных элементов оболочечной конструкции сложной геометрической конфигурации. В данной работе применяется метод начального параметра в матричной

форме для исследования устойчивости с изменением напряженно-деформируемого состояния при переходе через шпангоут, изложенный в работах [5, 9]. При этом учитывается как жесткость шпангоута в плоскости начальной кривизны, так и жесткость из плоскости.

Для исследования устойчивости конической оболочки используется разрешающее обыкновенное дифференциальное уравнение с переменными коэффициентами, полученное для некоторых случаев нагружения в работах [3, 10], а для комбинации трех нагрузок — в работе [4]. Приближенное аналитическое решение этого уравне-

© П. Г. ДЕГТЯРЕНКО, В. З. ГРИЩАК,
Д. Д. ГРИЩАК, Н. Н. ДЬЯЧЕНКО, 2019

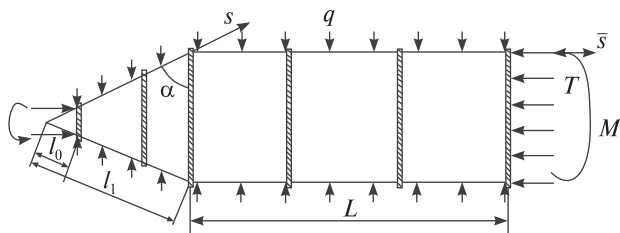


Рис. 1. Схема нагружения подкрепленной оболочечной конструкции

ния ВКБ-методом, а также использование решения для применения матричного метода решения задачи устойчивости подкрепленной конической оболочки получено в работе [9] для некоторых типов нагружения. Эффективность гибридного метода ВКБ — Галеркина для решения различных задач математической физики показана в работах [13, 15, 16], а задач устойчивости конических оболочек — в работах [4, 14]. В данной работе применяются оба указанных метода.

Расчет составных подкрепленных оболочечных конструкций типа «цилиндр — конус» в настоящее время проводится численными методами [2, 6, 23, 24]. При этом не учитывается ранустойчивость пролетов оболочки или отдельных ее частей. В монографии [9] с помощью аналитического ВКБ-решения изучена устойчивость подкрепленной конической оболочки, имеющей равноустойчивые пролеты.

В данной работе предложен подход для поиска равноустойчивых составных подкрепленных конструкций типа «цилиндр — конус» на основе аналитических подходов.

Предложенный аналитико-численный подход к исследованию локальных и общих форм выпучивания подкрепленных оболочечных конструкций не является альтернативой для прямого численного расчета, в частности на базе метода конечных элементов, а лишь первым этапом анализа основных механических эффектов с дальнейшим уточняющим расчетом с использованием известных в практике проектирования численных алгоритмов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается упругая оболочечная конструкция кругового сечения постоянной толщины h ,

подкрепленная шпангоутами (рис. 1). Решается задача устойчивости такой конструкции, подверженной внешнему давлению q , осевому сжатию силой T при одновременном воздействии крутящего момента M . При этом предполагается, что каждое кольцо подкрепляющего шпангоута имеет жесткость на изгиб как в плоскости начальной кривизны, так и из нее. Предполагается также, что волнообразование по длине оболочки выражено намного слабее, чем в окружном. При этом для оболочек средней длины число волн n в окружном направлении таково, что $n^2 \gg 1$, а в продольном направлении образуется одна полу-волна.

МЕТОД РЕШЕНИЯ

Цилиндрический пролет оболочки. Пусть $C = Eh$, $D = E h^3 / 12(1 - \nu^2)$ — жесткости обшивки на растяжение-сжатие и изгиб, E — модуль упругости и ν — коэффициент Пуассона материала оболочки, \bar{s} и y — координаты вдоль образующей и дуги цилиндрической оболочки соответственно, R — радиус кривизны срединной поверхности оболочки. Уравнение относительно функции радиальных перемещений $w_{cyl}(\bar{s}, y)$ точек пролета цилиндрической оболочки при условии $\sqrt{h/R} < L/R < \sqrt{R/h}$ имеет вид [3]:

$$\frac{D}{h} \nabla^8 w_{cyl} + \frac{E}{R^2} \frac{\partial^4 w_{cyl}}{\partial \bar{s}^4} + p_x \nabla^4 \left(\frac{\partial^2 w_{cyl}}{\partial \bar{s}^2} \right) + p_y \nabla^4 \left(\frac{\partial^2 w_{cyl}}{\partial y^2} \right) + 2p_{xy} \nabla^4 \left(\frac{\partial^2 w_{cyl}}{\partial \bar{s} \partial y} \right) = 0. \quad (1)$$

Напряжения в (1) представляются в виде $p_x = T / (Rh)$, $p_y = qR / h$, $p_{xy} = -M / (2\pi h R^2)$, вводятся безразмерные координаты $\bar{x} = \bar{s} / L$, $\bar{\varphi} = y / R$, безразмерные усилия

$$\eta_{cyl} = \frac{T}{Eh^2}, \quad \chi_{cyl} = \frac{qR^2}{Eh^2}, \quad \lambda_{cyl} = \frac{M}{2\pi ERh^2}, \quad (2)$$

и функция радиальных перемещений

$$w_{cyl}(\bar{x}, \bar{\varphi}) = W_{cyl}(\bar{x}) \cdot \cos(\gamma_{cyl}(1 - \bar{x}) + n\bar{\varphi}), \quad (3)$$

где $\gamma_{cyl} = \gamma_1 n L / R$, γ_1 — тангенс угла наклона гребня волны к образующей. Затем преобразованное уравнение (1) с учетом (2) и (3) интегрируется по

координате $\bar{\varphi}$ методом Бубнова — Галеркина от 0 до 2π . В результате для тонких оболочек средней длины со значениями $K^2 > 1$, $n^2 \gg 1$, $\varepsilon_1 \ll 1$ получается дифференциальное уравнение основного напряженного состояния относительно функции прогиба цилиндрической оболочки:

$$aW_{cyl}^{(4)}(\bar{x}) + bW_{cyl}''(\bar{x}) + cW_{cyl}(\bar{x}) = 0, \quad (4)$$

где

$$a = K^4 [-10\gamma_1\lambda_{cyl} - (15\gamma_1^2 + 2)\eta_{cyl} - \chi_{cyl} + 2n^2\varepsilon_1\omega^{-1}(35\gamma_1^4 + 30\gamma_1^2 + 3) + \varepsilon_1^{-1}n^{-2}],$$

$$b = n^2 K^{-2} [4\gamma_1(5\gamma_1^3 + 3)\lambda_{cyl} + (12\gamma_1^2 + 15\gamma_1^4 + 1)\eta_{cyl} + 2(3\gamma_1^2 + 1)\chi_{cyl} - 4\varepsilon_1 n^2 \omega^{-1} (7\gamma_1^6 + 15\gamma_1^4 + 9\gamma_1^2 + 1) - 6\gamma_1^2 \varepsilon_1^{-1} n^{-2}],$$

$$c = -n^4 (\gamma_1^2 + 1)^2 [2\gamma_1 \lambda_{cyl} + \gamma_1^2 \eta_{cyl} + \chi_{cyl} - n^6 \omega^{-1} \varepsilon_1 (\gamma_1^2 + 1)^2] + n^2 \gamma_1^4 \varepsilon_1^{-1},$$

$$K = L/R, \quad \varepsilon_1 = h/R, \quad \omega = 12(1 - \nu^2).$$

Уравнение (4) является разрешающим для исследования на устойчивость цилиндрического пролета оболочки. Общим решением уравнения (4) является функция

$$W_{cyl}(\bar{x}) = W_{cyl}(\bar{x}_k)\psi_{cyl,1}(\bar{x}) + W'_{cyl}(\bar{x}_k)\psi_{cyl,2}(\bar{x}) + W''_{cyl}(\bar{x}_k)\psi_{cyl,3}(\bar{x}) + W'''_{cyl}(\bar{x}_k)\psi_{cyl,4}(\bar{x}),$$

где

$$\psi_{cyl,1}(\bar{x}) = \frac{\beta_2^2 \operatorname{ch} \beta_1(\bar{x} - \bar{x}_k) + \beta_1^2 \cos \beta_2(\bar{x} - \bar{x}_k)}{\beta_2^2 + \beta_1^2},$$

$$\psi_{cyl,2}(\bar{x}) = \frac{\beta_2^3 \operatorname{sh} \beta_1(\bar{x} - \bar{x}_k) + \beta_1^3 \sin \beta_2(\bar{x} - \bar{x}_k)}{(\beta_2^2 + \beta_1^2)\beta_1\beta_2},$$

$$\psi_{cyl,3}(\bar{x}) = \frac{\operatorname{ch} \beta_1(\bar{x} - \bar{x}_k) - \cos \beta_2(\bar{x} - \bar{x}_k)}{\beta_2^2 + \beta_1^2},$$

$$\psi_{cyl,4}(\bar{x}) = \frac{\beta_2 \operatorname{sh} \beta_1(\bar{x} - \bar{x}_k) - \beta_1 \sin \beta_2(\bar{x} - \bar{x}_k)}{(\beta_2^2 + \beta_1^2)\beta_1\beta_2},$$

$$\beta_{1,2} = \sqrt{\frac{\mp b + \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a}}.$$

Матричное уравнение пролета цилиндрической оболочки в точках $\bar{x} \in [\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1}]$, $k \in \{0, 1, \dots, m_{cyl}\}$ представляется в виде

$$\begin{pmatrix} W_{cyl}(\bar{x}) \\ W'_{cyl}(\bar{x}) \\ W''_{cyl}(\bar{x}) \\ W'''_{cyl}(\bar{x}) \end{pmatrix} = A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}) \cdot \begin{pmatrix} W_{cyl}(\bar{x}_k) \\ W'_{cyl}(\bar{x}_k) \\ W''_{cyl}(\bar{x}_k) \\ W'''_{cyl}(\bar{x}_k) \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}) = \begin{pmatrix} \Psi_{cyl,1} & \Psi_{cyl,2} & \Psi_{cyl,3} & \Psi_{cyl,4} \\ \Psi'_{cyl,1} & \Psi'_{cyl,2} & \Psi'_{cyl,3} & \Psi'_{cyl,4} \\ \Psi''_{cyl,1} & \Psi''_{cyl,2} & \Psi''_{cyl,3} & \Psi''_{cyl,4} \\ \Psi'''_{cyl,1} & \Psi'''_{cyl,2} & \Psi'''_{cyl,3} & \Psi'''_{cyl,4} \end{pmatrix}.$$

Матрица $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x})$ — нормальная фундаментальная со свойством $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}_k) = \Xi$, где Ξ — единичная матрица. Заметим, что если цилиндрическая оболочка имеет фиксированное значение ε_1 , то матрицы $A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1})$ равны для пролетов одинаковой длины. Для такой матрицы используется обозначение $A_{cyl}(\bar{L}_k) = A_{cyl}(\bar{x}_k, \bar{x}_{k+1})$, где $\bar{L}_k = \bar{x}_{k+1} - \bar{x}_k$.

Конический пролет оболочки. Вводятся следующие обозначения (рис. 1): α — угол при основании конуса, s — расстояние по образующей конуса с отсчетом от его вершины, $x = s/l_1$, φ — угловая координата в плоскости параллели.

В работе [3] приведена полная система дифференциальных уравнений в частных производных, характеризующая равновесие конической оболочки. После введения безразмерных параметров

$$\delta = n^2 / \cos^2 \alpha, \quad p = \varepsilon \delta, \quad \varepsilon = \sqrt{\frac{h \operatorname{ctg} \alpha}{l_1 \sqrt{12(1 - \nu^2)}}},$$

$$\gamma_{cone} = \frac{n}{\cos \alpha} \gamma_1, \quad \text{безразмерных усилий}$$

$$\chi_{cone} = \frac{q^* l_1}{Eh \varepsilon^3 \operatorname{tg}^3 \alpha},$$

$$\eta_{cone} = \frac{T \cos \alpha}{2\pi E h \varepsilon^2 l_1 \sin^3 \alpha},$$

$$\lambda = \frac{M}{2\pi l_1^2 E h \varepsilon^{5/2} \sin^2 \alpha},$$

где $q^* = q \cdot \sin \alpha$, и представления функции радиальных перемещений и функции усилий в виде

$$w_{cone}(x, \varphi) = W_{cone}(x) \operatorname{tg} \alpha \cdot \cos(\gamma_{cone}(1-x) + n\varphi),$$

$$f_{cone}(x, \varphi) = \Phi_{cone}(x) \varepsilon^2 l_1 E h \operatorname{tg}^2 \alpha \cdot \cos(\gamma_{cone}(1-x) + n\varphi)$$

в работе [4] получено разрешающее обыкновенное дифференциальное уравнение исследования на устойчивость конической оболочки относительно функции прогиба $W_{cone}(x)$:

$$W_{cone}^{IV} + \frac{6}{x} W_{cone}''' + \left(\frac{6}{x^2} - 2\gamma_{cone}^2 + \frac{\eta_{cone} p^2}{x^3} \right) W_{cone}'' - \frac{6\gamma_{cone}^2}{x} W_{cone}' - Q_0(x) W_{cone} = 0, \quad (6)$$

где

$$Q_0(x) = \frac{\eta_{cone} p^2 \gamma_{cone}^2}{x^3} + \frac{\chi_{cone} p^3}{x^3} + \frac{\lambda_{cone} \gamma_{cone} p^{5/2}}{x^5} - \frac{p^4}{x^6} + 6 \frac{\gamma_{cone}^2}{x^2} - \gamma_{cone}^4.$$

Пусть $x \in [x_i; x_{i+1}]$ ($i = 0, 1, \dots, m_{cone}$). Решение (6) ВКБ-методом имеет вид [4]

$$W_{cone}(x) = \sum_{j=1}^4 C_j^{WKB} \psi_{cone,j}^{WKB}(x), \quad (7)$$

где

$$\begin{aligned} \psi_{cone,1}^{WKB}(x) &= \operatorname{sh} S_1(x), \\ \psi_{cone,2}^{WKB}(x) &= \operatorname{ch} S_1(x), \\ \psi_{cone,3}^{WKB}(x) &= \sin S_2(x), \\ \psi_{cone,4}^{WKB}(x) &= \cos S_4(x), \end{aligned} \quad (8)$$

$$F_{1,2}(x) = \frac{\sqrt{\mp 2K(x)\delta^2 + 2\sqrt{K^2(x)\delta^4 + 4Q_0(x)}}}{2\delta},$$

$$K(x) = \eta_{cone} \varepsilon^2 / x^3, \quad S_j(x) = \delta \int_{x_i}^x F_j(t) dt, \quad j = 1, 2.$$

Решение уравнения (6) гибридным ВКБ-Галеркин-методом имеет вид [4]:

$$W_{cone}(x) = \sum_{j=1}^4 C_j^{Hybr} \psi_{cone,j}^{Hybr}(x), \quad (9)$$

где

$$\begin{aligned} \psi_{cone,1}^{Hybr}(x) &= e^{\Lambda_1 S_1(x)}, \quad \psi_{cone,2}^{Hybr}(x) = e^{\Lambda_2 S_1(x)}, \\ \psi_{cone,3}^{Hybr}(x) &= e^{\xi S_1(x)} \sin \zeta S_1(x), \\ \psi_{cone,4}^{Hybr}(x) &= e^{\xi S_1(x)} \cos \zeta S_1(x). \end{aligned} \quad (10)$$

Тут Λ_1, Λ_2 — вещественные, а $\Lambda_{3,4} = \xi \pm i\zeta$ — комплексно-сопряженные корни уравнения

$$\Lambda^4 a_4 + \Lambda^3 a_3 + \Lambda^2 a_2 + \Lambda a_1 - a_0 = 0,$$

в котором

$$a_j = \int_{x_i}^{x_{i+1}} \varphi_0(x) Y_j(x) dx \quad (j = \overline{0;4}),$$

$$Y_4(x) = (\varphi_0(x))^4,$$

$$Y_3(x) = \frac{6}{x} (\varphi_0(x))^3 + 6\varphi_0(x)(\varphi_0(x))^2,$$

$$Y_2(x) = \left(\frac{\eta_{cone} \varepsilon^2 \delta^2}{x^3} + \frac{6}{x^2} - 2\gamma_{cone}^2 \right) (\varphi_0(x))^2 + \frac{18}{x} \varphi_0'(x) \varphi_0(x) + 4\varphi_0''(x) \varphi_0(x) + 3(\varphi_0'(x))^2,$$

$$Y_1(x) = \varphi_0'''(x) + \frac{6}{x} \varphi_0''(x) +$$

$$+ \left(\frac{\eta_{cone} \varepsilon^2 \delta^2}{x^3} + \frac{6}{x^2} - 2\gamma_{cone}^2 \right) \varphi_0'(x) - \frac{6\gamma_{cone}^2 \varphi_0(x)}{x},$$

$$Y_0(x) = Q_0(x).$$

Решение указанными методами может быть найдено для нагрузок, которые для всех $x \in [x_i; x_{i+1}]$ удовлетворяют неравенству

$$\begin{aligned} \chi_{cone} &> \frac{p}{x^3} - \frac{\eta_{cone} \gamma^2}{p} - \frac{\lambda_{cone} \gamma_{cone}}{x^2 \sqrt{p}} - \\ &- 6 \frac{\gamma_{cone}^2 x}{p^3} + \frac{\gamma_{cone}^4 x^3}{p^3}. \end{aligned}$$

В каждом из представлений (7) или (9) матричное уравнение пролета конической оболочки можно записать аналогично (5) на базе фундаментальных функций (8) или (10) и их производных. Однако полученная таким образом фундаментальная матрица $A_{cone}(x_i, x)$ не является нормальной.

Напряженно-деформированное состояние конструкции при переходе через шпангоут. В работах [5, 8] получены матрицы, характеризующие преобразование напряженно-деформированного состояния цилиндрической и конической оболочки при переходе через промежуточный, k -й и i -й, шпангоут соответственно:

$$B_{cyl,k} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & G_{cyl,2}^k & 1 & 0 \\ -G_{cyl,1}^k & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$B_{cone,i} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & G_{cone,2}^i & 1 & 0 \\ -G_{cone,1}^i & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

где

$$G_{cyl,1}^k = \frac{n^4(n^2-1)^2(EJ)_{xk}}{CR^3},$$

$$G_{cyl,2}^k = \frac{n^2(n^2-1)^2(EJ)_{zk}}{C(n^2+1)R^3},$$

$$G_{cone,1}^i = \frac{n^4(n^2-1)^2(EJ)_{xi}r_0}{Cr_i^4 \cos^3 \alpha},$$

$$G_{cone,2}^i = \frac{n^2(n^2-1)^2(EJ)_{zi}r_0}{C(n^2+1)r_i^4}$$

— безразмерные жесткости шпангоутов, подкрепляющих цилиндрическую и коническую оболочку соответственно; r_i — радиус шпангоута на конической оболочке, r_0 — радиус меньшего основания усеченного конуса; J_{xk} , J_{zk} — моменты инерции соответственно при изгибе шпангоута в плоскости начальной кривизны и из плоскости.

Рассмотрим j -й пролет цилиндрической или конической оболочки $[x_j, x_{j+1}]$ ($j \in \{0, 1, \dots, m\}$) с матрицей A_j и $(j+1)$ -й шпангоут, соответствующий координате x_{j+1} , с матрицей B_{j+1} . Имеет место [5, 7, 8] связь между векторами перемещений и их производными справа и слева от $(j+1)$ -го шпангоута:

$$B_{j+1} \cdot A_j \cdot \begin{pmatrix} W(x_j) \\ W'(x_j) \\ W''(x_j) \\ W'''(x_j) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W_-(x_{j+1}) \\ W'_-(x_{j+1}) \\ G_2 W'_-(x_{j+1}) + W''_-(x_{j+1}) \\ -G_1 W_-(x_{j+1}) + W'''_-(x_{j+1}) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} W_+(x_{j+1}) \\ W'_+(x_{j+1}) \\ W''_+(x_{j+1}) \\ W'''_+(x_{j+1}) \end{pmatrix}. \quad (11)$$

Нормальная фундаментальная матрица обладает свойством сдвига. Поэтому с учетом (11) матрица-произведение

$$H = A_{m_{cyl}} \cdot B_{m_{cyl}} \cdot A_{m_{cyl}-1} \cdot B_{m_{cyl}-1} \cdot \dots \cdot B_2 \cdot A_1 \cdot B_1 \cdot A_0 \quad (12)$$

задает изменение напряженно-деформированного состояния цилиндрической части конструкции, содержащей m шпангоутов [5]. В соотношении (12) $A_i = A_{cyl}(\bar{L}_i)$ ($i = 0, \dots, m_{cyl}$) — матрица пролета цилиндрической оболочки.

В случае, когда шпангоут находится на торце, соответствующую матрицу, предшествующую или последующую за шпангоутом, необходимо выбирать для оболочки нулевой длины [5] с соответствующим краевым условием свободного торца.

Поскольку фундаментальная матрица конической оболочки не обладает свойством нормальности, то для сопряжения ее пролетов или сопряжения конического пролета с цилиндрической частью конструкции необходимо составить уравнения сопряжения, задающие равенства нормальных перемещений и их производных в смежных точках пролетов.

Сопряжение конической и цилиндрической части конструкции для исследования общей потери устойчивости. Для примера рассмотрим конструкцию, на конической части которой расположено по одному шпангоуту на основаниях и один — промежуточный, а на цилиндрической части — некоторое конечное число шпангоутов. Характеристическое уравнение для определения критических нагрузок оболочечной конструкции записывается через определитель блочной матрицы:

$$\det \begin{pmatrix} A_{1,1}^{(2)} & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} \\ \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & \Theta^{(2)} & A_{2,4}^{(2)} \\ A_{3,1}^{(4)} & A_{3,2}^{(4)} & \Theta^{(4)} & \Theta^{(4)} \\ \Theta^{(4)} & A_{4,2}^{(4)} & A_{4,3}^{(4)} & \Theta^{(4)} \\ \Theta^{(4)} & \Theta^{(4)} & A_{5,3}^{(4)} & A_{5,4}^{(4)} \end{pmatrix} = 0, \quad (13)$$

где

$$A_{1,1}^{(2)} = H_{cone}^{(2)}(x_0, x_0), \quad A_{2,4}^{(2)} = H_{cyl}^{(2)}(1),$$

$$A_{3,1}^{(4)} = H_{cone}^{(4)}(x_0, x_1), \quad A_{3,2}^{(4)} = H_{cone}^{(4)}(x_1, x_1),$$

$$A_{4,2}^{(4)} = H_{cone}^{(4)}(x_1, x_2), \quad A_{4,3}^{(4)} = H_{cone}^{(4)}(x_2, x_2),$$

$$A_{5,3}^{(4)} = H_{cone}^{(4)}(x_2, 1), \quad A_{5,4}^{(4)} = H_{cyl}^{(4)}(0),$$

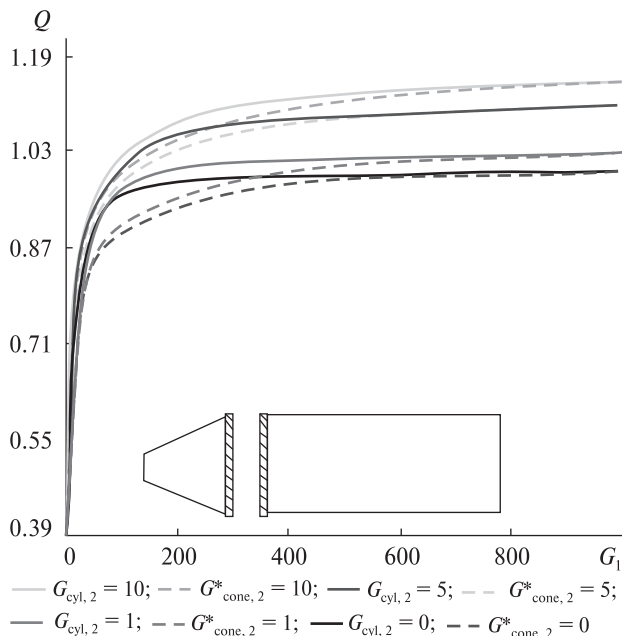


Рис. 2. Анализ локальной потери устойчивости конического пролета оболочки с одним шпангоутом справа и цилиндрической — с одним шпангоутом слева ($L = 2.5R_{cyl}$)

причем Θ — нулевая матрица, $H_{cone}(x_0, x)$ и $H_{cyl}(\bar{x})$ — матрицы конической и цилиндрической части соответственно. Верхний индекс «(4)» обозначает, что матрицу в соответствующей точке следует брать полной, размерности 4×4 , а индекс «(2)» предполагает выделение из полной матрицы двух ее строк, соответствующих граничным условиям на торце. Кроме того, в уравнении (13) необходимо полагать $x_1 = x_0$ при использовании ВКБ-метода или $x_1 = x_0 + \xi$, где $\xi < 1$, для гибридного ВКБ-Галеркин-метода. Матрицы $H_{cone}(x_0, x_0)$, $H_{cyl}(0)$ определяются формулами

$$H_{cone}(x_0, x_0) = A_{cone}(x_0, x_0),$$

$$H_{cyl}(0) = A_{cyl}(0) = \Xi,$$

$H_{cyl}(1)$ — формулой (12), а в силу (11)

$$H_{cone}(x_i, x_s) = B_{cone,s} A_{cone}(x_i, x_s),$$

$$i = 0, 1, 2, s = 1, 2, 3, i \leq s, x_3 = 1.$$

Характеристические уравнения устойчивости конической и цилиндрической секций оболочечной конструкции. Для определения критического давления подкрепленной или неподкрепленной ци-

линдрической оболочки необходимо решить характеристическое уравнение

$$\det \begin{pmatrix} H_{cyl}^{(2)}(0) \\ H_{cyl}^{(2)}(1) \end{pmatrix} = 0.$$

Поскольку $H_{cyl}(0) = A_{cyl}(0) = \Xi$, то матрица этого уравнения преобразуется в минор второго порядка.

Характеристическое уравнение неподкрепленной конической оболочки имеет вид

$$\det \begin{pmatrix} A_{cone}^{(2)}(x_0, x_0) \\ A_{cone}^{(2)}(x_0, 1) \end{pmatrix} = 0,$$

а подкрепленной — представляется через определитель блочной матрицы, аналогичной (13).

Во всех случаях характеристическое уравнение служит для отыскания критической комбинации нагрузок при минимизации волнового числа в окружном направлении.

ЧИСЛОВЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Рассматривается оболочечная конструкция с характеристиками: $h_0 = 2$ мм, $\nu = 0.32$, $E = 68.6462$ ГПа. Коническая оболочка выбирается с параметрами: $l_1 = 1.82$ м, $l_0 = 0.65 l_1$, $\alpha = 75^\circ$. Радиус цилиндрической оболочки равен радиусу большего основания конуса, то есть $R_{cyl} = l_1 \cos \alpha$. Если длину цилиндрической оболочки выбрать равной $L = 2.5R_{cyl}$, то ее критическое давление будет совпадать с критическим давлением конической оболочки $q_0 = 31.253$ кПа при условии, что обе оболочки шарнирно оперты. Жесткости шпангоутов, расположенных на конической оболочке, представляются в виде

$$G_{cone,1}^i = \frac{l_1^3 l_0}{l_i^4 \cos^3 \alpha} \cdot G_{1,i}^*,$$

$$G_{cone,2}^i = \frac{l_1^3 l_0}{l_i^4} \cdot G_{2,i}^*,$$

где

$$G_{1,i}^* = \frac{n^4 (n^2 - 1)^2 (EJ)_{xi}}{R^3 C},$$

$$G_{2,i}^* = \frac{n^2 (n^2 - 1)^2 (EJ)_{zi}}{C(n^2 + \kappa_i) R^3}.$$

Исследуются такие конструкции, что коническая и цилиндрическая оболочки подкреплены шпангоутами, которые имеют равные значения

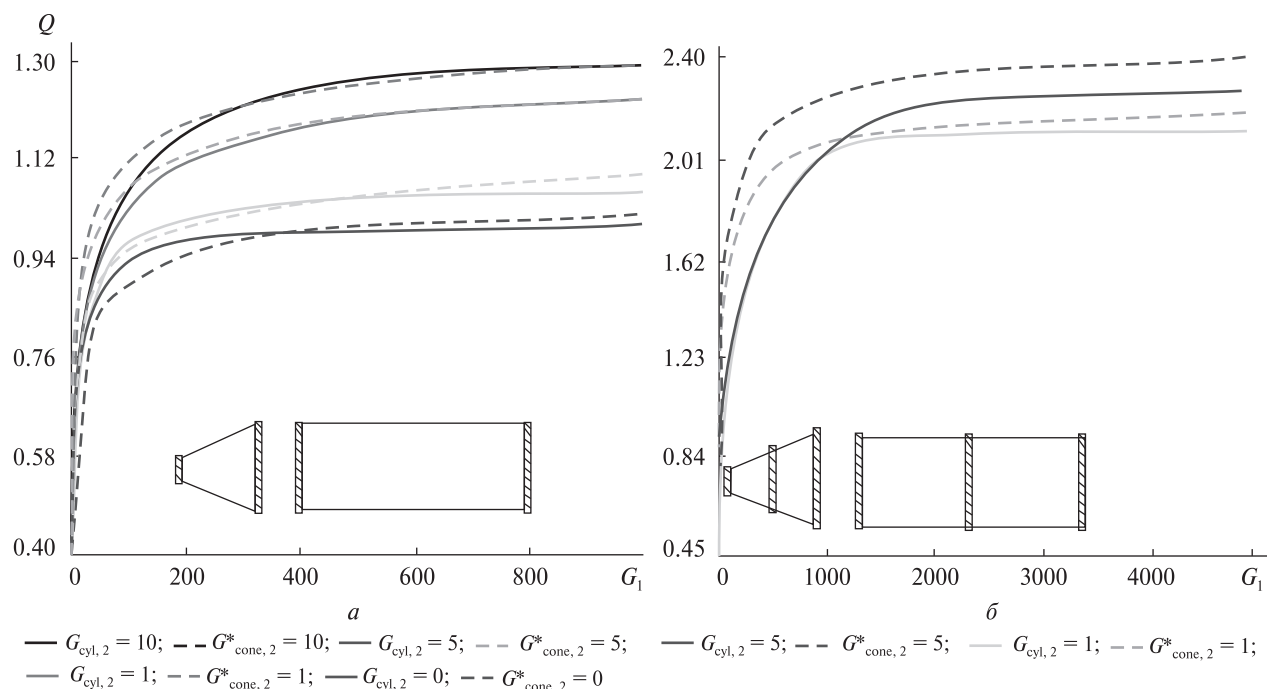


Рис. 3. Анализ локальной потери устойчивости конического и цилиндрического отсеков оболочки с двумя шпангоутами (а) и с тремя шпангоутами (б) в соответствии со схемами ($L = 2.5R_{cyl}$)

каждого из следующих параметров жесткости $G_{cyl,1}^k = G_{cyl,1}$, $G_{cyl,2}^k = G_{cyl,2}$, $G_{1,i}^* = G_{cone,1}^*$ и $G_{2,i}^* = G_{cone,2}^*$ для всех $k = 0, 1, \dots, m_{cyl}$ и $i = 0, 1, \dots, m_{cone}$.

Оболочечные конструкции изучаются в трех случаях. Первый случай — шарнирно опертая на торцах конструкция с одним шпангоутом на большем основании конуса и одним — на левом торце цилиндра; второй — конструкция с парой краевых шпангоутов на каждой части; третий — конструкция с тремя шпангоутами на каждой части, два из которых расположены на краях, а один посередине.

В каждом из указанных случаев, **отдельно для конуса и цилиндра**, построены графики зависимостей (рис. 2 и 3) безразмерного критического давления $Q = q / q_0$ от жесткостей шпангоутов $G_{cone,1}^*$ и $G_{cyl,1}$ соответственно для разных значений $G_{cone,2}^*$ и $G_{cyl,2}$. Сочетание жесткостей шпангоутов на конической и цилиндрической частях конструкции, обеспечивающих состояние равноустойчивости, выбирается так, как показано в табл. 1.

Анализ зависимостей на рис. 2 и 3 показывает, что подкрепление конической и цилиндрической оболочек шпангоутами незначительной

жесткости приводит к снижению критического давления по сравнению с критическим давлением q_0 этих оболочек, шарнирно опертых по обоим торцам (т. е. $Q_{cr} < 1$). При $G_{cone,2}^* \neq 0$ и $G_{cyl,2} \neq 0$ для больших значений $G_{cone,1}^*$ и $G_{cyl,1}$ критическое давление может превзойти q_0 ($Q_{cr} > 1$). Когда на оболочках увеличивается количество шпангоутов, даже небольшие их жесткости дают значительное отклонение критического давления от q_0 ($Q_{cr} \gg 1$).

В рассматриваемых случаях с увеличением жесткости шпангоутов критическое давление стабилизируется как для конической, так и для цилиндрической оболочки (рис. 2—4) на достаточно близких значениях.

Общая потеря устойчивости неподкрепленной конструкции типа «цилиндр — конус» с выбранными размерами происходит при давлении, которое почти на 46 % ниже давления местной потери устойчивости.

Далее изучены составные конструкции при выборе таких жесткостей шпангоутов, расположенных на конической и цилиндрической частях, чтоб обеспечить равноустойчивость цель-








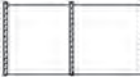
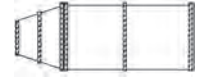
ной конструкции (табл. 1). Значения критического давления равноустойчивой конструкции ниже, чем отдельных ее частей, менее чем на 10 %. Это означает, что с ростом давления, вначале происходит общая потеря устойчивости всей конструкции и практически сразу — конической и цилиндрической частей.

Следующим этапом работы было исследование конструкции, цилиндрическая часть которой в два раза длиннее, чем изученная выше. То есть $L = 5R_{cyl}$. Для того чтобы выбрать шпангоуты, не слишком отличающиеся по жесткости, для обеспечения равноустойчивости конструкции,

содержащей даже два шпангоута на конусе, требуется подкрепить цилиндр не менее чем четырьмя шпангоутами.

На рис. 4 построены зависимости критических давлений от $G_{cone,1}^*$ и $G_{cyl,1}$ при $G_{cone,2}^* = G_{cyl,2} = 5$ для конической оболочки с двумя краевыми шпангоутами, цилиндрической — с четырьмя и пятью равноудаленными шпангоутами, по два из которых являются краевыми. В табл. 2 показано согласование жесткостей для обеспечения равноустойчивости конструкции «цилиндр — конус» с комбинацией количества шпангоутов, соответствующей рис. 4.

Таблица 1. Равноустойчивость подкрепленной конструкции типа «цилиндр — конус» при $L = 2.5R_{cyl}$

$G_{cone,2}^*$	$G_{cone,1}^*$	Q_{cr} для конуса	n	$G_{cyl,2}$	$G_{cyl,1}$	Q_{cr} для цилиндра	n	Q_{cr} для конструкции	n		
											
0	50	0.843117	4	0	29.73	0.843111	6	0.8275	4		
	200	0.93679	4		60.96	0.936783	6	0.910547	4		
	600	0.992897	4		610	0.992895	7	0.963481	4		
5	50	0.290172	4	5	38.85	0.910226	6	0.889502	4		
	200	0.324305	4		118.2	1.017298	7	0.989949	4		
	600	1.090632	4		555	1.090632	7	1.059793	4		
10	50	0.9301619	4	10	43.77	0.930158	7	0.909567	4		
	200	1.0413069	4		126.7	1.041293	7	1.013965	4		
	600	1.1201358	4		418	1.120142	7	1.088711	4		
											
0	50	0.843864	4	0	50.54	0.843864	6	0.814235	4		
	200	0.937032	4		109.8	0.937047	6	0.897803	4		
	600	0.992965	4		1213.5	0.992966	7	0.950033	4		
5	50	0.990428	4	5	84.47	0.990425	7	0.975735	4		
	200	1.117896	4		233.34	1.117895	7	1.112482	4		
	600	1.19517	4		599.9	1.19517	7	1.136744	4		
10	50	1.0299789	4	10	95.58	1.029973	7	1.019602	4		
	200	1.1763167	4		231.92	1.176317	7	1.14858	4		
	600	1.25631217	5		540.27	1.256315	8	1.228374	5		
											
5	50	1.524709	5	5	241.2	1.524714	8	1.493477	5		
	200	1.861432	5		649.91	1.861434	9	1.855127	5		
	600	2.072091	6		1156.95	2.07209	10	2.04291	6		

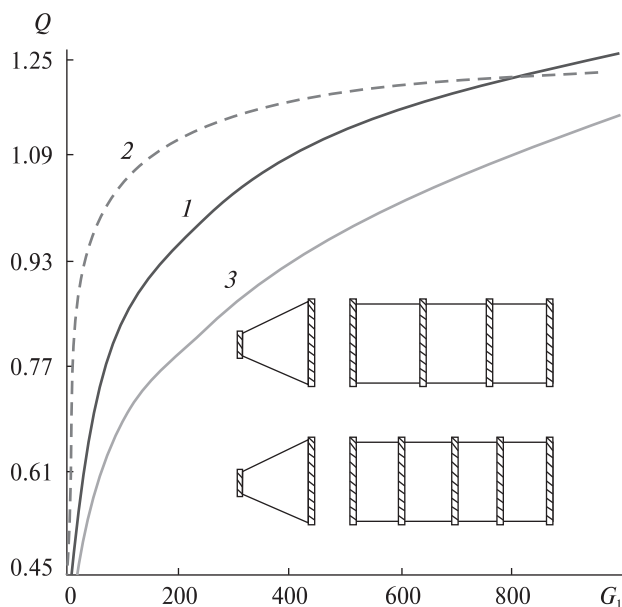


Рис. 4. Локальная потеря устойчивости конического и цилиндрического отсеков оболочки, подкрепленной шпангоутами в соответствии со схемами ($L = 5R_{cyl}$). Кривая 1 — пять шпангоутов на цилиндре, 2 — два шпангоута на конусе, 3 — четыре шпангоута на цилиндре.

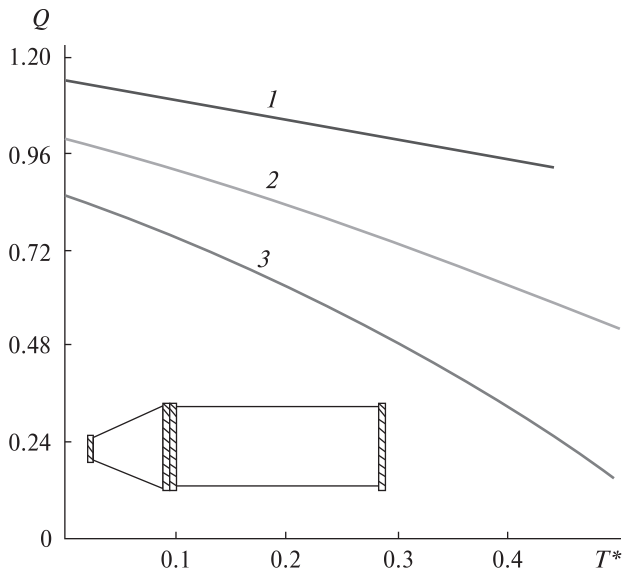


Рис. 5. Влияние осевого сжатия T^* и крутящего момента M^* на критическое давление составной конструкции ($L = 2.5R_{cyl}$). Кривые 1, 2, 3 — для значений $M^* = 0$, 1 и 2 соответственно.

Таблица 2. Равноустойчивость конструкции типа «цилиндр — конус» при $L = 5R_{cyl}$, $G_{cone,2}^* = G_{cyl,2} = 5$

$G_{cone,1}^*$	Q_{cr} для конуса	n	$G_{cyl,1}$	Q_{cr} для цилиндра	n	Q_{cr} для конструкции	n
600	1.19517	4	1117	1.19524	7	1.1635	4
1000	1.217857	5	1231	1.217848	8	1.1891	4
800	1.02976	5	800	1.201515	8	1.1988	5

На следующем этапе работы изучалась устойчивость конструкции при совместном воздействии трех усилий: внешнего давления q , осевого сжатия T и крутящего момента M . Введены безразмерные усилия: $Q = q/q_0$, $T^* = T/(Eh^2)$, $M^* = M/(2\pi Eh^3)$. На рис. 5 построены графики зависимостей Q от T^* при различных M^* для конструкции «цилиндр — конус», на каждой из частей которой расположено по два торцевых шпангоута. При $L = 2.5R_{cyl}$ параметры равно-

устойчивости конструкции выбраны равными $G_{cone,2}^* = G_{cyl,2} = 5$, $G_{cone,1}^* = 600$, $G_{cyl,1} = 599.9$. Анализ результатов показал, что увеличение осевого сжатия, а также крутящего момента приводит к уменьшению критического давления.

Проблема устойчивости цилиндрической или конической оболочки с различными типами граничных условий под воздействием одной или нескольких нагрузок, таких как нормальное внешнее давление, осевое сжатие и кручение, исследо-

валась в работах [3, 4, 9, 10], где результаты были найдены аналитическими, приближенными аналитическими и численными методами. Проведены расчеты для соответствующих граничных условий и случаев нагружения с использованием изложенных методов. Для цилиндрических и конических оболочек результаты отличались менее чем на 3 и 14 % соответственно.

Проблема устойчивости подкрепленной цилиндрической или конической оболочки под воздействием нормального внешнего давления решена в работах [5, 7, 9].

Проведен сравнительный анализ результатов, полученных с использованием метода ВКБ и гибридного метода ВКБ — Галеркина. Значения критических давлений составной подкрепленной конструкции были различны менее чем на 14 %.

ВЫВОДЫ

В данной работе изучается устойчивость оболочечной конструкции типа «цилиндр — конус», находящейся под совместным воздействием внешнего давления, осевого сжатия и крутящего момента. Устойчивость составной подкрепленной конструкции и отдельных ее частей найдена при помощи матричного метода или уравнений сопряжения. Особое внимание уделяется поиску параметров равноустойчивости подкрепленной конструкции, в том числе — выбору рациональных жесткостей шпангоутов на отдельных ее частях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аврамов К. В., Чернобрышко М. В., Батутина Т. Я., Дегтяренко П. Г., Тонконоженко А. М. Динамическая неустойчивость обтекателей ракет. *Космічна наука і технологія*. 2015. **21**, № 1. С. 10—14.
2. Акимов Д. В., Гришак В. З., Гребенюк С. Н., Гоменюк С. И. Сравнительный анализ методик расчета напряженно-деформированного состояния элементов конструкции ракетносителя. *Нові матеріали та технології в металургії та машинобудуванні*. 2016. № 2. С. 116—120. URL: http://nbuv.gov.ua/j-pdf/Nmt_2016_2_22.pdf (дата звернення 01.07.2019).
3. Вольмир А. С. *Устойчивость деформируемых систем*. М.: Наука, 1967. 984 с.
4. Гришак В. З., Дьяченко Н. Н. Определение областей устойчивости конической оболочки при комбинированном нагружении на базе гибридного асимптотического похода. *Вісник Запорізького нац. ун-ту. Фізико-математичні науки*. 2017. № 2. С. 33—46.
5. Гришак В. З., Маневич А. И. Влияние жесткости шпангоутов на изгиб из плоскости на устойчивость подкрепленной цилиндрической оболочки. *Гидроаэромеханика и теория упругости*. 1972. Вып. 14. С. 121—130.
6. Макаренко И. Н. Устойчивость сопряженных оболочек вращения. *Вестн. СПбГУ. Сер. 1*. 2001. Вып. 3 (17). С. 61—69.
7. Печников В. П. Исследование на основе полубезмоментной теории устойчивости конической оболочки, подкрепленной упругими шпангоутами. *Изв. вузов. Машиностроение*. 1968. № 10. С. 37—42.
8. Постнов В. А., Тумашик И. В., Москвина И. В. Об устойчивости подкрепленной цилиндрической оболочки. *Проблемы прочности и пластичности*. 2007. Вып. 69. С. 18—23.
9. Преображенский И. Н., Гришак В. З. *Устойчивость и колебания конических оболочек*. М.: Машиностроение, 1986. 240 с.
10. Саченков А. В. Об устойчивости круговой конической оболочки при совместном действии нагрузок. *Исслед. по теории пластин и оболочек*. 1964. № 2. С. 57—70.
11. Andres M., Harte R. Buckling of concret shells: A simplified numerical approach. *J. International Association for Shell and Spatial Structures*. 2006. **47**, No. 3, December n. 152. P. 279—290.
12. Bai X., Xu W., Ren H., Li J. Analysis of the influence of stiffness reduction on the load carrying capacity of ring-stiffened cylindrical shell. *Ocean Engineering*. 2017. **135**. P. 52—62.
13. Geer J. F., Andersen C. M. A hybrid perturbation — Galerkin technique with application to slender body theory. *SIAM J. Appl. Mech.* 1989. **49**. P. 344—361.
14. Gristchak V. Z., Dimitrijeva E. M. A Hybrid WKB-Galerkin Method and its Using to Applied Mechanics Problems. *FACTA UNIVERSITATIS. Ser.: Mechanics, Automatic Control and Robotics*. 1998. **2** (8). P. 709—713.
15. Gristchak V. Z., Gristchak D. D., Fatieieva Yu. A. *Hybrid asymptotic methods. Theory and applications*. Zaporizhzhya: Zaporizhzhya National University, 2016. 108 p.
16. Gristchak V. Z., Pogrebetskaya A.M. On approximate analytical solution of nonlinear thermal emission problems. *Technische Mechanik*. 2011. **31**, № 2. P. 112—120.
17. Pimenta P. M., Wriggers P. (Eds.). *New Trends in Thin Structures: Formulation, Optimization and Coupled Problems*. CISM International Centre for Mechanical Sciences, Springer, 2010. Vol. 519. 228 p.
18. Seide P., Weingarten V. L. Elastic stability of thin-walled cylindrical and conical shells under combined external pressure and axial compression. *AIAA Journal*. 1965. **3** (5). P. 913—920.

19. Simo J. C., Hughes T. J. R. On the Variational Formulation of Assumed Strain Methods. *J. Appl. Mech.* 1986. **53**. P. 51—54.
20. Stein M. Some recent advances in the investigation of shell buckling. *AIAA Journal*. 1968. **6**. P. 2239—2245.
21. Ramm E. (Ed.). *Buckling of shells*. Berlin: Springer-Verlag, 1982. 688 p.
22. Tafreshi A., Bailey C. G. Instability of imperfect composite cylindrical shells under combined loading. *Composite Structures*. 2007. **80** (1). P. 49—64.
23. Teng J. G., Barbagallo M. Shell restraint to ring buckling at cone-cylinder intersections. *Engineering Structures*. 1997. **19** (6). P. 425—431.
24. Teng J. G., Rotter J. M. *Buckling of Thin Metal Shells*. London, New York: CRC Press, 2004. 520 p.
25. Xue J., Hoo Fatt M. S. Buckling of non-uniform, long cylindrical shell subjected to external hydrostatic pressure. *Engineering structures*. 2002. **24** (8). P. 1027—1034.
- Стаття надійшла до редакції 01.07.2019
- REFERENCES
1. Avramov K. V., Chernobryvko M. V., Batutina T. Ya., Degtyarenko P. G., Tonkonozhenko A. M. (2015). Dynamic instability of rockets fairings. *Kosm. nauka tehnol.*, **21**, No. 1, 10—14 [in Russian].
2. Akimov D. V., Gristchak V. Z., Grebeniuk S. M., Gomeiniuk S. I. (2016). Comparative analysis of the calculation methods of the stress-strain state of the launch vehicle structural elements. *Novi materialy i tehnologii v metalurgii ta mashynobuduvanni*, No. 2, 116—120 [in Russian]. URL: http://nbuv.gov.ua/j-pdf/Nmt_2016_2_22.pdf (Last accessed 01.07.2019).
3. Volmir A. S. (1967). *Stability of deformable systems*. Moscow: Nauka [in Russian].
4. Gristchak V. Z., Dyachenko N. N. (2017). Stability areas determination of the conical shell at combined loading on a hybrid asymptotic approach basis. *Visnyk of Zaporizhzhya National University. Physical and Mathematical Science*, No. 2, 33—46.
5. Gristchak V. Z., Manevich A. I. (1972). Influence of a ring stiffness on a bend out of a plane on the stability of a reinforced cylindrical shell. *Gidroaeromekhanika i teoriya uprugosti*, No. 14, 121—130 [in Russian].
6. Makarenko I. N. (2001). Stability of conjugate shells of rotation. *Vestnik SPGU. Ser. I.*, No. 3 (17), 61—69 [in Russian].
7. Pechnikov V. P. (1968). Investigation on the basis of a semi-momentless theory of the stability of a conical shell reinforced by elastic rings. *Izv. vuzov. Mashinostroenie*, No. 10, 37—42 [in Russian].
8. Postnov V. A., Tumashik I. V., Moskvina I. V. (2007). About stability of a reinforced cylindrical shell. *Problem of Strength and Plasticity*, No. 69, 18—23 [in Russian].
9. Preobrazhensky I. N., Gristchak V. Z. (1986). *Stability and oscillations of conical shells*. Moscow: Mashinostroyeniye [in Russian].
10. Sachenkov A. V. (1964). On the stability of a circular conical shell under the joint action of loads. *Studies on the theory of plates and shells*. Kazan: Publishing house of Kazan University, No. 2, 57—70 [in Russian].
11. Andres M., Harte R. (2006). Buckling of concret shells: A simplified numerical approach. *Journal of the International Association for Shell and Spatial Structures*, **47**, No. 3, December n. 152, 279—290.
12. Bai X., Xu W., Ren H., Li J. (2017). Analysis of the influence of stiffness reduction on the load carrying capacity of ring-stiffened cylindrical shell. *Ocean Engineering*, **135**, 52—62.
13. Geer J. F., Andersen C. M. (1989). A hybrid perturbation-Galerkin technique with application to slender body theory. *SIAM J. Appl. Mech.*, **49**, 344 — 361.
14. Gristchak V. Z., Dimitrijeva E. M. (1998). A Hybrid WKB-Galerkin Method and its Using to Applied Mechanics Problems. *FACTA UNIVERSITATIS. Ser.: Mechanics, Automatic Control and Robotics*, **2**, No. 8, 709—713.
15. Gristchak V. Z., Gristchak D. D., Fatieieva Yu. A. (2016). *Hybrid asymptotic methods. Theory and applications*. Zaporizhzhya: Zaporizhzhya National University.
16. Gristchak V. Z., Pogrebetskaya A. M. (2011). On approximate analytical solution of nonlinear thermal emission problems. *Technische Mechanik*, **31**, No. 2, 112—120.
17. Pimenta P. M., Wriggers P. (Eds.). (2010). *New Trends in Thin Structures: Formulation, Optimization and Coupled Problems*. CISM International Centre for Mechanical Sciences, Springer, Vol. 519.
18. Seide P., Weingarten V. L. (1965). Elastic stability of thin-walled cylindrical and conical shells under combined external pressure and axial compression. *AIAA Journal*, **3** (5), 913—920.
19. Simo J. C., Hughes T. J. R. (1986). On the Variational Formulation of Assumed Strain Methods. *J. Appl. Mech.*, **53**, 51—54.
20. Stein M. (1968). Some recent advances in the investigation of shell buckling. *AIAA Journal*, **6**, 2239—2245.
21. Ramm E. (Ed.). (1982). *Buckling of shells*. Berlin: Springer-Verlag.
22. Tafreshi A., Bailey C. G. (2007). Instability of imperfect composite cylindrical shells under combined loading. *Composite Structures*, **80** (1), 49—64.
23. Teng J. G., Barbagallo M. (1997). Shell restraint to ring buckling at cone-cylinder intersections. *Engineering Structure*, **19** (6), 425—431.
24. Teng J. G., Rotter J. M. (2004). *Buckling of Thin Metal Shells*. London and New York: CRC Press.

25. Xue J., Hoo Fatt M. S. (2002). Buckling of non-uniform, long cylindrical shell subjected to external hydrostatic pressure. *Engineering structures*, **24** (8), 1027–1034.

Received 01.07.2019

П. Г. Дегтяренко¹, В. З. Гришчак²,
Д. Д. Гришчак³, Н. М. Дьяченко²

¹ Державне космічне агентство України, Київ, Україна

² Запорізький національний університет,
Запоріжжя, Україна

³ Центральний науково-дослідний інститут озброєння
та військової техніки Збройних Сил України,
Київ, Україна

ДО ПРОБЛЕМИ РІВНОСТІЙКОСТІ ПІДКРІПЛЕНОЇ ОБОЛОНКОВІ КОНСТРУКЦІЇ ПРИ КОМБІНОВАНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

Стійкість оболонкової конструкції ракети-носія типу «циліндр — конус» вивчається при комбінованому навантаженні зовнішнім тиском, осьовим стисненням і крутним моментом. Розв'язувальні рівняння задачі розв'язуються аналітично з використанням асимптотичного підходу. У випадку конічного відсіку використовуються два аналітичних методи: ВКБ- і гібридний ВКБ-Гальоркін-метод. Для аналізу стійкості підкріплених оболонок використовується матричний метод, що дозволяє визначити зміну напружено-деформованого стану оболонки при переході через шпангоут. Характеристичне рівняння для визначення критичних навантажень отримано на основі матричного методу і рівнянь спряжень. Особливу увагу приділено вибору коефіцієнтів жорсткості шпангоута для конічної і циліндричної частин, які забезпечують рівні значення критичного тиску. Отримано, що значення критичного тиску для рівностійкої конструкції нижче, ніж у її відсіків. Вивчено стійкість підкріпленої конічної конструкції при комбінованому навантаженні. Обговорюються результати чисельних розрахунків для різних типів підкріплених конструкцій. Показано, що в граничних випадках для циліндричних або конічних оболонок чисельні результати знаходяться в хорошій кореляції з відомими публікаціями.

Ключові слова: оболонкова конструкція типу «циліндр — конус», стійкість оболонки, рівностійкість оболонки, жорсткість шпангоута, комбіноване навантаження.

P. G. Degtyarenko^{1,2}, V. Z. Grishchak³,
D. D. Grishchak⁴, N. M. Dyachenko³

¹ State Space Agency of Ukraine, Kyiv, Ukraine

² Zaporizhzhya National University, Zaporizhzhya, Ukraine

³ Central Scientific Research Institute for Armament
and Military Equipment of the Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine

TO EQUISTABILITY PROBLEM OF THE REINFORCED SHELL STRUCTURE UNDER COMBINED LOADING

The stability of a cylinder-cone-type shell structure of the launch vehicle is studied under the combined loading of external pressure, axial compression, and torque. The resolving equations for the problem are solved analytically using the asymptotic approach. In the case of the conical compartment, two analytical methods, such as the WKB and the hybrid WKB-Galerkin methods, are used. To analyze the stability of the reinforced shells, we use the matrix method that allows determining the change in the shell stress-strain state through the ring. The characteristic equation for determining critical loads is obtained based on the matrix method and the conjugation equations. Particular attention is paid to the selection of ring stiffness coefficients for the conical and cylindrical parts providing equal critical pressures. It is obtained that the values of the critical pressure in the equistable structure are lower than in its parts. The stability of the reinforced equistable structure under the combined loading is studied. The results of numerical calculations for different types of reinforced structures are discussed. It is shown that in the extreme cases, for cylinder or conical shells, numerical results are well correlated with data of known publications.

Keywords: cylinder-cone-type shell structure, shell stability, equistable shell, ring stiffness, combined loading.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.015>

УДК 629.783

А. В. Дегтярев, А. Д. Шептун

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

МЕТОДОЛОГИЯ, МЕТОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ ПЕРВЫХ ОЦЕНОК ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА МАЛЫЕ РАССТОЯНИЯ

Предложены методы (аналитический и численный на основе интегрирования уравнений движения центра масс двух спутников) оценки вероятности первых сближений спутников группировки на малые расстояния в длительном полете. Определены условия отделения спутников, при реализации которых в некотором (определенном для каждой пары спутников) интервале чисел витков полета плоскости их орбит совпадают. Соответственно для таких пар спутников вероятность их сближения на малые расстояния является максимальной. Для группировки из 12 спутников проведено определение вероятности сближения двух пар спутников на расстояния до 100 м. Получены предварительные оценки вероятности сближения спутников в группировке числом до 100 шт.

Ключевые слова: группировка спутников, солнечно-синхронные орбиты, вероятность сближения спутников.

ВВЕДЕНИЕ

В мире увеличивается количество запусков одной ракетой десятков и сотен спутников в район одной базовой орбиты. В полете эти спутники образуют в ограниченной области космического пространства компактную группировку, плотность расположения спутников в которой в $10^5 \dots 10^6$ раз больше плотности расположения космических объектов в ближнем космосе. При групповом отделении спутников начальное угловое разнесение плоскостей их орбит невелико, обычно не больше нескольких долей градуса, что повышает вероятность сближения спутников на малые расстояния при последующем движении.

Исходя из физической картины движения спутников в гравитационном поле Земли (ГПЗ)

их взаимно относительное движение характеризуется периодическими сближениями на малые расстояния и расхождениями на расстояние порядка $2a$ (a — полуось базовой орбиты). Число пар из n спутников в группировке составляет $n(n-1)/2$, а количество сближений на 5-летнем сроке её эксплуатации увеличивается в квадратичной зависимости примерно по закону $3.5 \cdot n^2$, и при $n=100$ число сближений спутников на этом периоде достигает 30...35 тысяч.

Поэтому первичная оценка вероятности сближения спутников группировки на малые расстояния (например 100 м) в настоящее время считается вполне уместной, а получение численных оценок такой вероятности представляется уже ожидаемым.

Основой для проведения работ по оценке вероятности сближения пар спутников на малые расстояния являются характеристики их взаим-

© А. В. ДЕГТЯРЕВ, А. Д. ШЕПТУН, 2019

но относительного движения и сближения при совместном полете.

До последнего времени вопросы сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах после отделения от ракеты-носителя одновременно или с некоторым разнесением во времени оставались вне поля зрения исследователей. Анализировалось движение пар отделившихся спутников на первых витках полета исключительно с целью получения данных по их несоединению между собой и корпусом ракеты. Обычно при этом полагалось, что неуправляемые в полете спутники с течением времени «самостоятельно» разойдутся на безопасные расстояния, и их взаимно относительное движение в дальнейшем не будет влиять на выполнение задач пуска.

Первые публикации по сближению спутников на больших временных интервалах появились сравнительно недавно. В докладе на 64-м международном астронавтическом конгрессе в г. Иерусалиме [11] и работах [5, 10] для частного случая — отделения спутников на экваторе — были представлены результаты аналитических исследований по определению условий их отделения, при реализации которых происходит равномерное расхождение спутников на первых витках автономного полета и сближение на малые расстояния в дальнейшем.

Доказано, что в некоторой окрестности чисел витков N полета

$$N \sim N_{ij} = \frac{T_i}{|T_j - T_i|} = \frac{1}{3} \frac{V_0}{\Delta V_{V_{i,j}}}$$

(V_0 — скорость, $\Delta V_{V_{i,j}}$ — разность проекций скоростей отделения двух спутников на направлении полета; T_i, T_j — периоды обращения спутников) плоскости орбит спутников могут практически совпадать, а сами спутники при этом могут находиться в малой окрестности пространства по отношению друг к другу. Это соотношение позволяет определить интервал витков полета пар спутников, при которых происходит их сближение на малые расстояния. Например, при $\Delta V_{V_{i,j}} \approx 1$ м/с их сближение происходит примерно на 2500 витке полета, т. е. примерно через полгода.

В упомянутых источниках представлено численное подтверждение реальности сближения пар спутников на расстояние около 10 м по истечению нескольких тысяч витков полета. Задача оценки вероятности сближения на малые расстояния (например 10 или 100 м) из-за чрезвычайной её сложности в этих источниках не рассматривалась. С другой стороны, планируемые в ближайшем будущем выведения одной ракетой сотен малых спутников с учетом частоты первых сближений всех участников движения (спутники + диспенсер) порядка $n^2/2$ активизируют такие исследования. Накопленные на предыдущих этапах результаты работ по сближению спутников группировки на больших временных интервалах позволяют предложить методы оценки такой вероятности.

1. МЕТОДОЛОГИЯ, ЦЕЛЬ И ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Одной из нерешенных до настоящего времени проблем, связанных с выведением в район одной базовой орбиты большого числа спутников группировки, является оценка вероятности их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах и подготовка рекомендаций по снижению указанной вероятности для пар спутников группировки, для которых такое сближение нежелательно. Целью исследований является формирование аналитического и численного (на основе интегрирования уравнений движения) методов оценки вероятности сближения спутников группировки на расстояния, меньшие заданных. Конечной целью работ должно быть проведение численной оценки (желательно разными методами) вероятности сближения пар спутников на малые расстояния, сравнение полученных данных двумя методами, их анализ, формирование предложений по снижению упомянутой вероятности. Расчеты проводить применительно к варианту компоновки и отделения 12 спутников, реализованных в проекте «Глобалстар». Ставится задача оценить возможность распространения полученных данных по вероятностям сближения спутников на малые расстояния на другие условия их запуска и отделения.

В обеспечение выполнения этих задач должны быть последовательно рассмотрены вопросы расхождения — сближения плоскостей орбит спутников в длительном полете при их отделении в любой точке орбиты и определены условия, минимизирующие в некоторой окрестности чисел $N \sim N_{ij} = (1/3)V/\Delta V_{V_{ij}}$ это расхождение; исследовано взаимное движение перигея и апогея двух сближающихся орбит и их разнесение в окрестности витков $N \sim N_{ij}$.

Применительно к целям и задачам настоящей работы методология определяет поэтапное проведение исследований:

1) анализ взаимно относительного движения (сближения) пар спутников группировки на больших временных интервалах при их отделении в любой точке орбиты;

2) определение условий отделения спутников, соответствующих максимальной вероятности их сближения на малые расстояния;

3) оценка влияния «малых» факторов (аномалий ГПЗ, атмосферного торможения) на взаимно относительное движение спутников на больших временных интервалах с оценкой допустимости использования упрощенных вариантов ГПЗ при расчете сближения спутников;

4) формирование методов оценки вероятности сближения пар спутников группировки на расстояния, меньшие заданных;

5) численная оценка вероятности сближения спутников на малые расстояния, анализ результатов, рекомендации по условиям отделения, исключаяющим повышенную вероятность сближения, проверку истинности полученных результатов.

Первый и второй этапы работ определяют характеристики сближения спутников на малые расстояния и дополняют ранее полученные результаты по сближению спутников на случай их отделения на любом угловом расстоянии от экватора.

Результатами третьего и четвертого этапов является создание аналитического и численного методов оценки вероятности сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах.

Пятый этап завершает цикл работ по определению для одного варианта выведения спутников на ССО высотой 650 км вероятности их

сближения на расстояние, меньшее 0.1 км. Полученные данные предположительно могут распространяться и на другие условия запуска (например, при изменении наклона орбиты), поскольку нет никаких оснований считать предложенную методологию в какой-то мере применимой только к одному частному случаю отделения спутников.

Все расчеты проведены для варианта отделения 12 спутников, расположенных на боковой поверхности диспенсера в характерных точках I, II, III, IV в трех нормальных к продольной оси РН плоскостях, с организацией их равномерного расхождения на первых витках автономного полета. Результаты этих исследований представлены в работах [5, 10, 11] для частного варианта отделения спутников на экваторе: был проведен анализ сближения-расхождения спутников на больших временных интервалах. Ниже этот анализ расширен на случай отделения спутников в любой точке орбиты. Схема расположения 12 спутников на боковой поверхности диспенсера, скорости и направления их отделения представлены в работах [5, 7].

2. ХАРАКТЕРИСТИКА МАКСИМАЛЬНЫХ СБЛИЖЕНИЙ СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА БОЛЬШИХ ВРЕМЕННЫХ ИНТЕРВАЛАХ ПОСЛЕ ОТДЕЛЕНИЯ

В результате отделения двух спутников (здесь и далее — спутник i и спутник j) с относительными скоростями по направлению полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ и нормали к плоскости начальной орбиты $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ образуются две орбиты (рис. 1, 2) с отличающимися фокальными параметрами $\Delta P_{i,j} = r \Delta V_{V_{i,j}}/V$ и наклонами $\Delta i_{i,j} = \Delta V_{\perp V}/V \cos(u_0)$; эксцентриситеты этих орбит с точностью до малых второго порядка совпадают ($e_i = e_j = \Delta V_{V_{i,j}}/V$), аргументы перигея орбит в ньютоновском поле разнесены на 180° ; в момент отделения спутники располагаются в одной точке пространства, i -спутник — в апогее своей (образованной после отделения) орбиты, j -спутник — в перигее собственной орбиты.

В данном разделе исследуются вопросы сближения-расхождения на больших временных интервалах плоскостей орбит двух спутников под влиянием разных их прецессий, относительного

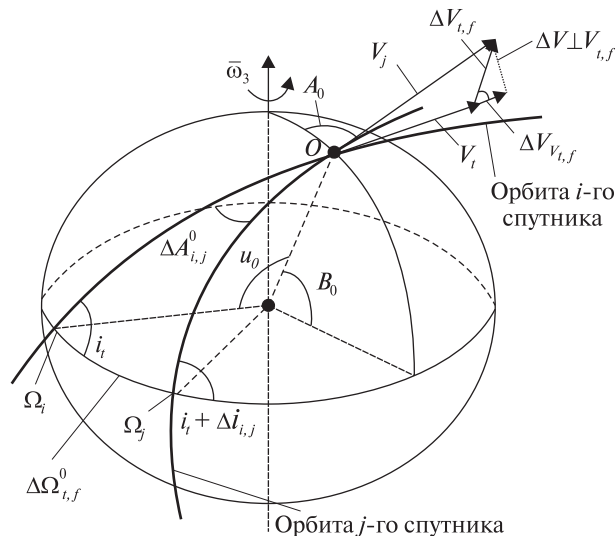


Рис. 1. Орбиты двух спутников i, j после их отделения (точка O) [5]

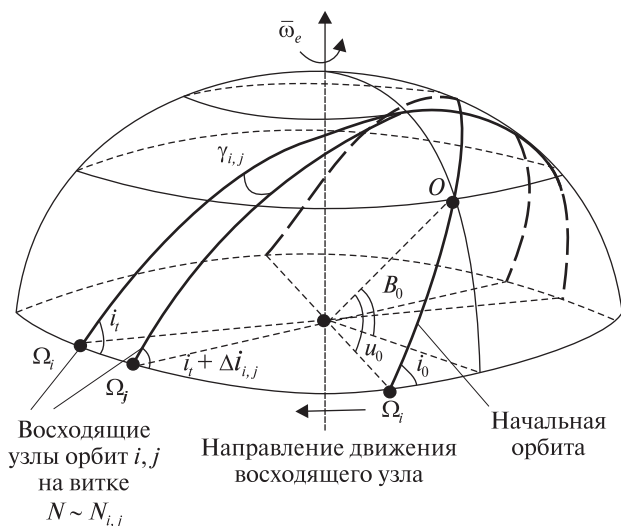


Рис. 2. Положение орбит двух спутников i, j через $N_{i,j}$ витков полета [5]

движения апогея i -го спутника и перигея j -го спутника, изменений проекций расстояний между спутниками на этапе их сближения на малые расстояния.

Исследования проводятся в основном применительно к ГПЗ общего земного эллипсоида с полярным сжатием $\alpha = 1/298.25$; параметры атмосферы приняты согласно [3]; вековые и периодические возмущения околокруговых орбит

приняты согласно [6, 8, 9]. В необходимых случаях уровень точности ГПЗ повышается — используется достаточно полное его представление в виде разложения в ряд по сферическим функциям с удержанием 16×16 гармоник разложения (далее — реальное ГПЗ).

2.1. Условия сближения плоскостей орбит двух спутников. Влияние относительных скоростей отделения спутников по трем взаимно перпендикулярным направлениям: a — по скорости полета $\Delta V_{V_{i,j}}$, b — по нормали к плоскости орбиты $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ и v — по направлению радиуса орбиты ΔV_r — на характер изменения их орбит представлены в работе [8, С. 47–50]. В варианте a имеет место их однократное сближение на минимальное расстояние через $N \approx N_{i,j} = T_i / |T_i - T_j|$ витков полета (например, для орбит с высотой около 650 км, периодом обращения i -го спутника $T_i \approx 5900$ с и разностью периодов обращения $T_j - T_i \approx 1$ с сближение спутников произойдет в окрестности $N_{i,j} = 5900$ витка полета).

В отличие от варианта a , взаимное относительное движение пары i, j спутников в вариантах b и v согласно [8] характеризуется их сближением дважды на каждом витке полета. Соответственно этим вариантам отделения спутников сопутствует повышенная вероятность их сближения на малые расстояния. С учетом частоты пересечения орбит преимущество имеет вариант отделения по схеме a , однако при большом числе отделяемых спутников его реализация затруднена из-за необходимости создания значимых скоростей отделения первых спутников, что сопряжено с известными техническими трудностями. Объединение вариантов a и b позволяет существенно (в разы) уменьшить максимальную скорость отделения спутников, обеспечить их равномерное расхождение на первых витках полета и несближение на малые расстояния на больших временных интервалах.

Примером такого объединения служит организация отделения 12 спутников, расположенных на боковой поверхности диспенсера и отделяемых перпендикулярно к продольной оси диспенсера [5]. Угловой выставкой диспенсера относительно плоскости орбиты и вектора скорости можно добиться реализации вариантов a

и б. В качестве исходных данных для проведения исследований следует использовать:

- по схеме расположения спутников на диспенсере, направлением по скоростям их отделения (рис. 2 из работы [5]),
- по расположению спутников после 1-го витка полета (рис. 3 из работы [5]).

Направления и скорости отделения спутников представлены в табл. 1.

Ниже приведены основные зависимости и формульные соотношения, использованные при анализе сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах (обозначения общепринятые) при их отделении в любой точке орбиты $u_0 \neq 0$ (рис. 1, 2).

Для определенности будем полагать, что для любой пары i, j отделяемых спутников выполняются следующие неравенства:

$$\Delta V_{V_{i,j}} = V_j - V_i > 0,$$

$$\Delta i_{i,j} = i_j - i_i > 0,$$

$$\Delta r_{ij}^0 = 2 \frac{r_i}{V_i} \Delta V_{V_{i,j}},$$

$$\Delta \Omega_{i,j}^0 = \Omega_j - \Omega_i \approx \frac{\sin u_0}{\sin i_0} \cdot \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0}, \quad (1)$$

$$\Delta i_{i,j} \approx -\cos u_0 \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0}, \quad (2)$$

$$\Delta T_{i,j} = T_j - T_i = 3T_0 \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V_0} > 0 \quad (3)$$

(обозначения согласно рис. 1 и 2, индекс «0» относится к базовой орбите, при этом условно полагается $i = i_0, V_i = V_0, r_i = r_0$. Рис. 1 и 2 отражают обычную картину движения двух спутников и взаимодействаны из работы [5] исключительно для

пояснения буквенных обозначений в соотношениях (1)—(6) и в целях сокращения текста).

За каждый виток полета двух спутников долготы восходящих узлов их орбит согласно [11] изменятся на

$$\delta \Omega_{ii} = -\pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i_0,$$

$$\delta \Omega_{ij} = -\pi \left(\frac{a_e}{r_0 + \Delta r_{i,j}} \right)^2 \alpha \cos(i_0 + \Delta i_{i,j}). \quad (4)$$

Расхождение двух спутников по направлению движения определяется разностью их периодов обращения $\Delta T_{i,j}$. В окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ [5, 10, 11] оба спутника окажутся в малой окрестности по отношению друг к другу, при этом с учетом неравенств $r_j > r_i$ и $T_j > T_i$ спутник j к этому моменту совершит ровно на один виток меньше, т. е. $N_i - N_j = 1$.

В отличие от используемой в работе [5] принята модель сближения восходящих узлов двух орбит i, j на больших временных интервалах в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$.

В окрестности числа витков полета $N \sim N_{i,j}$ угловое разнесение восходящих узлов двух орбит будет определяться соотношением

$$\Delta \Omega_{i,j}(N \sim N_{i,j}) = \Delta \Omega_{i,j}^0 + \Delta \Omega_j(N) - \Delta \Omega_i(N+1). \quad (5)$$

Условие (5) с учетом $N \sim N_{i,j}$ и соотношений (1)—(4) может быть представлено в виде

$$\Delta \Omega_{i,j}(N \sim N_{i,j}) = \frac{\sin u_0}{\sin i_0} \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{V_0} + \pi \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i_0 (N_{i,j} + 1) - \pi \left(\frac{a_e}{r_0 + \Delta r_{i,j}} \right)^2 \times \alpha \cos(i_0 + \Delta i_{i,j}) N_{i,j}. \quad (6)$$

Таблица 1. Направления и скорости отделения спутников, м/с

Яруса установки спутников	Плоскости стабилизации			
	I	II	III	IV
A	ΔV	ΔV	ΔV	ΔV
B	$0.667 \cdot \Delta V$	$0.833 \cdot \Delta V$	$0.667 \cdot \Delta V$	$0.833 \cdot \Delta V$
C	$0.333 \cdot \Delta V$	$0.667 \cdot \Delta V$	$0.333 \cdot \Delta V$	$0.667 \cdot \Delta V$

При $\Delta\Omega_{i,j}(N \sim N_{i,j}) = 0$ (соответствует малому угловому разнесению плоскостей орбит двух спутников в окрестности чисел полета $N \sim N_{i,j}$) соотношение (6) с учетом (2), (3) после преобразований с удержанием членов не выше первого порядка малости разрешается в виде

$$\Delta V_{V_{i,j}} = -\frac{A \operatorname{tg} i_0 \cos u_0 \Delta V_{\perp V_{i,j}}}{7A - B \cdot \Delta V_{\perp V_{i,j}}}, \quad (7)$$

где

$$A = \frac{\pi}{3} \left(\frac{a_e}{r_0} \right)^2 \alpha \cos i_0, \quad B = \frac{1}{V_0} \frac{\sin u_0}{\sin i_0}.$$

Численные значения величин u_0 , $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$, удовлетворяющие соотношению (7), обеспечивают одновременно выполнение условий близости расстояний между парами i, j отделяемых спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ и минимального углового разнесения плоскостей их орбит (не выше разности наклонений орбит — до одной угловой минуты, обусловленной условиями отделения). С учетом малой угловой скорости расхождения плоскостей орбит (на уровне долей угловых секунд за виток полета) такое положение (близость плоскостей орбит и местоположений спутников) будет сохраняться длительное время (на уровне от нескольких десятков до сотен витков полета). Последнее обеспечивает повышенную вероятность сближения пар спутников на минимальные расстояния. Согласно данным [5, 10, 11] минимальное расстояние между парой спутников i, j может достигать 10 м.

Из выражения (7) для солнечно-синхронных орбит ($i_0 \sim 98.1^\circ$) с высотой орбиты $h_0 \approx 650$ км при отделении двух спутников на экваторе ($u_0 = 0$) следует $\Delta V_{\perp V_{i,j}} \approx \Delta V_{V_{i,j}}$. Для рассматриваемого примера (п. 1) отделения группы спутников в количестве 12 единиц этому условию отвечают пары спутников $A_4 - C_1$ и $A_2 - C_3$, для которых номинальные значения проекций относительных скоростей отделения на направление полета и перпендикуляр к вектору скорости равны и составляют $\Delta V_{V_{i,j}}^0 = \Delta V_{\perp V_{i,j}}^0 = 0.75$ м/с.

Результаты интегрирования систем уравнений движения этих пар спутников подтвердили приведенное выше аналитическое исследование — их

сближение на минимальное расстояние произошло на 3380 витке полета (при прогнозируемом по упрощенной зависимости $N \sim N_{i,j} = (1/3)V_0/\Delta V_{V_{i,j}} = 3330$ витков). В том случае, если значения $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ относительных скоростей отделения двух спутников i, j не удовлетворяют соотношениям (7), плоскости орбит этих спутников пересекаются ($\Delta\Omega_{i,j} \neq 0$) и угол пересечения $\gamma_{i,j}$ может достигать нескольких градусов. С увеличением угла $\gamma_{i,j}$ зона возможного сближения спутников в окрестности пересечения орбит резко уменьшается, уменьшается и вероятность их сближения на малые расстояния.

2.2. Расхождение спутников по радиусу-вектору на этапе их сближения на малые расстояния.

При выполнении условия (7) (т. е. применительно к случаю, когда в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ восходящие узлы двух орбит совпадают — $\Delta\Omega_{i,j} \sim 0$) расстояние по радиусу-вектору между двумя спутниками на этих орбитах может достигать $\Delta r_{i,j} = 4r\Delta V_{V_{i,j}}/v$ [8]. При принятых условиях отделения спутников (п. 2.1) отклонения средних величин радиусов их орбит составляют $\Delta r_{i,j}^{cp} = 1.2 \dots 3.1$ км. Остальные факторы на фоне таких заметных возможных изменений высот полета двух спутников намного меньше. К этим факторам относятся [8]:

- периодические возмущения высот около-круговых орбит, обусловленные влиянием гравитационного поля Земли. Эти возмущения для двух орбит с разными средними высотами $\Delta h_{i,j}^{cp} = \Delta r_{i,j}^{cp}$ и наклонениями $\Delta i_{i,j}$ вызывают дополнительные к $\Delta r_{i,j}^{cp}$ периодические изменения высот орбит $\Delta_{\text{пер}} r_{i,j}^{cp}$ этих спутников. С учетом близости местоположений $\varphi_i = \varphi_j$ спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_i$ соотношение (13.19) в работе [8] для варианта отделения спутников с относительными скоростями $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с дает следующую оценку дополнительной максимальной разности периодических возмущений высот орбит двух спутников на ССО с разными средними радиусами $\Delta r_{i,j}^{cp} = r_j^{cp} - r_i^{cp}$ и наклонениями $\Delta i_{i,j} = i_j - i_i$:

$$\delta(\Delta_{\text{пер}} r) \Big|_{\Delta r_{i,j}^{cp}} < 1 \text{ м}, \quad \delta(\Delta_{\text{пер}} r) \Big|_{\Delta i_{i,j}} < 1 \text{ м}; \quad (8)$$

- изменение высот орбит двух спутников из-за разного влияния аэродинамического сопро-

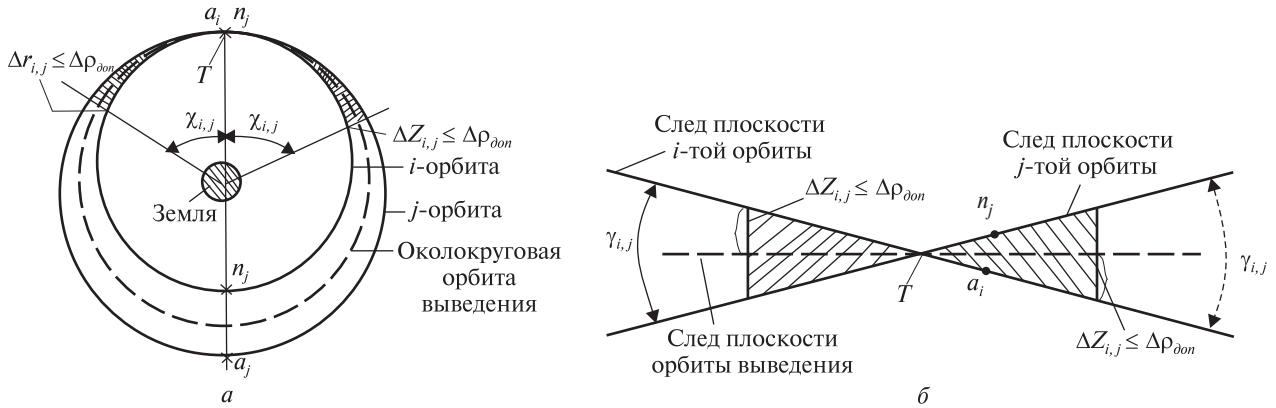


Рис. 3. Зона (заштрихована) возможного сближения пар спутников i, j группировки на расстояние, меньшее заданного — $\Delta r_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$; a — по направлению полета $\Delta \ell_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$ и радиусу-вектору $\Delta r_{i,j} - \chi_{i,j} \leq \sqrt{\frac{\Delta \rho_{\text{доп}}}{r} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}}}$, b — по нормали к плоскости орбит $\Delta z_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$ $\gamma_{i,j}$

твления при их движении по орбитам с разной средней высотой $\Delta h_{i,j}^{ep}$. Вариация разности средних высот орбит двух спутников по отклонениям их средних высот и плотности атмосферы в окрестности $N \sim N_{i,j}$ витков полета на основании уравнения для Δr в соотношениях (14.34) в работе [8] после преобразований может быть представлена в виде

$$\Delta(\delta r_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}} \approx 26 C r_0^3 \frac{\partial \rho}{\partial r}(r_0). \quad (9)$$

Расхождение высот $\Delta(\delta r_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ двух орбит двух спутников в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ зависит от их баллистического коэффициента $C = \frac{C_x S_M}{2m}$, высоты опорной орбиты r_0 , производной плотности атмосферы по высоте $\partial \rho / \partial h(r_0)$ в окрестности опорной орбиты радиуса r_0 , солнечной активности. Для средних солнечной и геомагнитной активности при высоте ССО 600...700 км и баллистическом коэффициенте, с большим числом спутников в группировке на уровне $c = 0.05 \text{ м}^2/\text{кг}$ расхождение высот $\Delta(\delta r_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ обычно не превышает 10 м. Это расхождение высот с увеличением баллистического коэффициента и солнечной активности может достигать нескольких десятков метров.

Исходя из представленного анализа сближение спутников на малые расстояния (например, менее 100 м) возможно только в окрестности точек апогея орбиты i -го спутника или перигея ор-

биты j -го спутника, угловое расстояние между этими точками не превышает 0.4° (см. п. 2.4).

С учетом изложенного при совпадении плоскостей орбит двух спутников ($\gamma_{i,j} = 0$) разность их радиусов в некоторой окрестности $\chi_{i,j}$ точки a_i (или n_j) с учетом $\ell_i = \ell_j = \Delta V_{i,j}/V$, $w_{a_i} = 180^\circ$ и $w_{n_j} = 0^\circ$ может быть представлена в виде (рис. 3, a)

$$\Delta r_{i,j} = \frac{P_j}{1 + \ell_j \cos(0^\circ \pm \chi_{i,j})} - \frac{P_i}{1 + \ell_i \cos(180^\circ \pm \chi_{i,j})}. \quad (10)$$

После преобразований соотношение (10) с точностью до малых первого порядка малости записывается в виде

$$\Delta r_{i,j} = 2r \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V} (1 - \cos \chi) = r \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{V} \chi^2.$$

Если максимальная разность радиусов орбит двух спутников задана неравенством $\Delta r_{i,j} \leq \Delta \rho_{\text{доп}}$, то допускаемое угловое отклонение положений двух спутников по радиусу-вектору относительно апогея — перигея орбит двух спутников определяется неравенством (рис. 3, a)

$$\chi_{i,j} \leq \pm \sqrt{\frac{\Delta \rho_{\text{доп}}}{r} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}}}. \quad (11)$$

Оценка угла $\chi_{i,j}$ дает такой результат: при $V = 7500 \text{ м/с}$, $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75 \text{ м/с}$, $r \sim 7000 \text{ км}$, $\Delta \rho_{\text{доп}} = 0.1 \text{ км}$ имеем $\chi \leq 21.6^\circ$, т. е. в пределах по

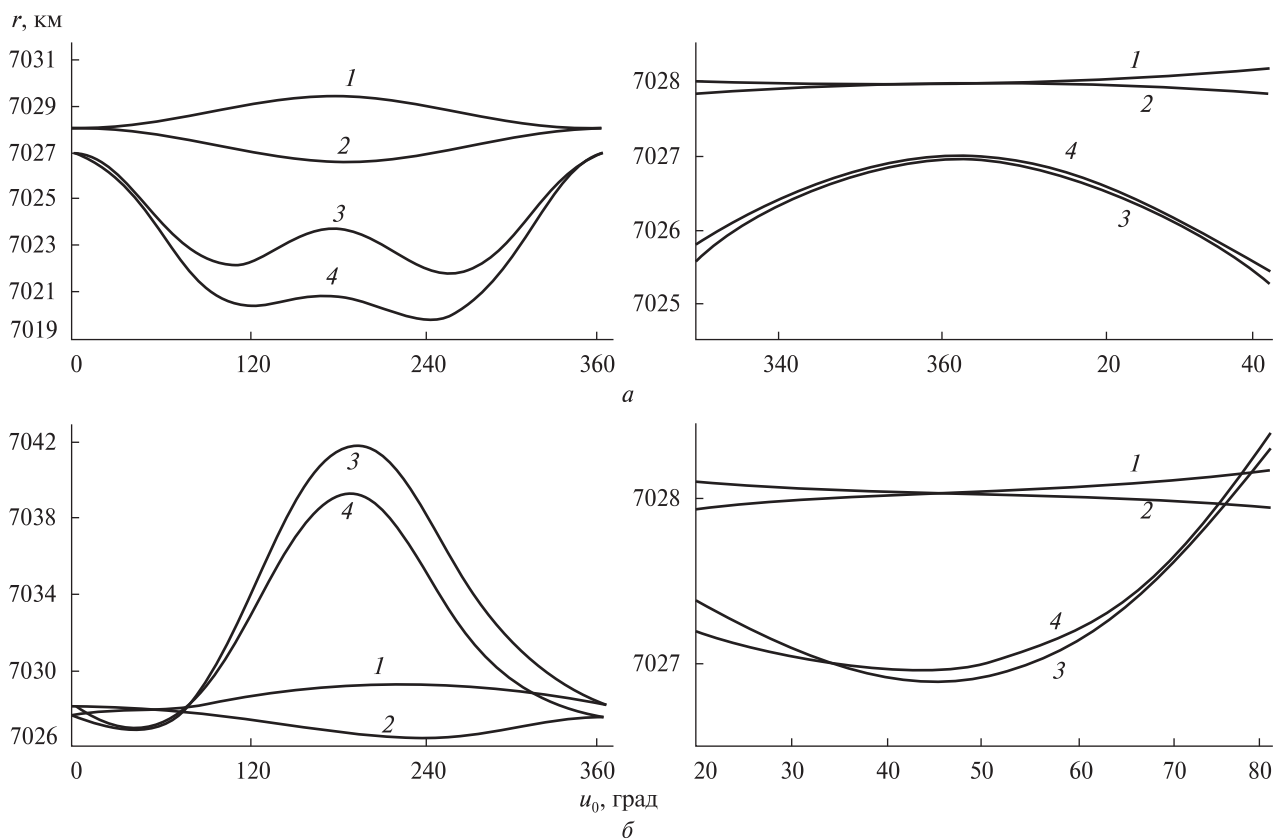


Рис. 4. Зависимость радиусов орбит двух спутников от угловой дальности u_0 : *a* — отделение спутников на экваторе, *б* — отделение спутников на широте $B_0 = 45^\circ$; 1, 2 — ньютоновское ГПЗ, 3, 4 — реальное ГПЗ; импульсы отделения: *j*-спутник $\Delta V_j = +0.375$ м/с (варианты 1, 3), *i*-спутник $\Delta V_i = -0.375$ м/с (варианты 2, 4); число витков полета: *j*-спутник $N_j = 3480$, *i*-спутник $N_i = 3481$

углу $\pm 21.6^\circ$ от точки a_i (или n_j) разность радиусов орбит двух спутников не будет превышать 0.1 км. На краях этого диапазона при заданном $\Delta r_{\text{доп}} = 0.1$ км составляющие отклонений по направлению движения $\Delta l_{i,j}$ и нормали к плоскости орбиты $\Delta z_{i,j}$ должны быть равны нулю. С увеличением углового разнесения орбит $\gamma_{i,j}$ численные значения границ $\chi_{i,j}$ уменьшаются, соответственно уменьшается вероятность сближения спутников на малые расстояния.

Реальное ГПЗ заметно изменяет форму орбит спутников. Это изменение для примера отображено на рис. 4 в виде периодических колебаний радиусов орбит двух спутников, отделяемых на экваторе $B_0 = 0^\circ$ и на широте $B_0 = 45^\circ$. Значимые периодические изменения радиусов орбит спутников приводят к тому, что их максимальные

сближения для обозначенных выше вариантов отделения происходят в районах апогея или перигея орбит (в отличие от движения двух спутников в ньютоновском ГПЗ, в котором их сближение происходит в апогее *i*-й орбиты и перигее *j*-й орбиты).

Приведенные на рис. 3, *a* и 4 данные позволяют заключить, что разности радиусов орбит двух спутников при использовании в расчетах ньютоновского и реального ГПЗ в обоих вариантах характеризуются примерно одинаковыми условиями близости орбит на участках сближения спутников на малые расстояния. Это обстоятельство дает возможность при расчете вероятности сближения спутников по высоте полета (радиусу орбит) ориентироваться на использование соотношения (11). При этом сложная мо-

дель совместного движения пар спутников в реальном ГПЗ обоснованно как бы заменяется существенно более простой ньютоновской моделью с возможностью построения на ее основе аналитического решения по оценке вероятности сближения пар спутников на малые расстояния. Допустимость такой замены представляется вполне очевидной. В связи с этим дальнейший анализ проводится применительно к движению пар спутников в ньютоновском ГПЗ.

2.3. Проекция расстояния между спутниками на этапе их максимальных сближений на нормаль к плоскости любой из орбит. Разность местоположения двух спутников по нормали к плоскости орбит с учетом принятого допущения о малости разности их наклонений (на уровне 20") определяется угловым разнесением их восходящих узлов $\Delta(\delta\Omega_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ — в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$.

По оценкам при принятых в работе условиях отделения спутников максимальное значение разности $\Delta(\delta\Omega_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}}$ не превышает 1.5° . Угловое разнесение орбит при этом равно

$$\gamma_{i,j} = \Delta(\delta\Omega_{i,j})|_{N \sim N_{i,j}} \sin i.$$

При отделении спутников на экваторе после подстановки в (7) условия $u_0 = 0$ угловое разнесение плоскостей двух орбит в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета преобразуется к виду

$$\begin{aligned} \gamma_{i,j} &= Ax, \\ A &= \frac{7}{6}\pi \left(\frac{a_e}{r}\right)^2 \alpha \sin 2i, \\ x &= 1 - \frac{\Delta V_{\perp V_{i,j}}}{\Delta V_{V_{i,j}}}. \end{aligned} \quad (12)$$

Из соотношения (12) следует, что плоскости орбит двух спутников при $N \sim N_{i,j}$ совпадают, если $\Delta V_{\perp V_{i,j}} / \Delta V_{V_{i,j}} = 1$. Для рассматриваемого в работе примера из 66 пар спутников, образованных при отделении 12 спутников, восходящие узлы орбит совпадают у двух пар $A_4 - C_1$, $A_3 - C_2$, для которых $x \approx 0$.

Наличие углового разнесения плоскостей орбит (даже незначительного, на уровне нескольких угловых минут) резко снижает суммарную

протяженность участков орбит двух спутников по обе стороны от точек их пересечения, расстояние между которыми по нормали к плоскости любой из орбит не должно превышать заданного расстояния $\Delta z_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}}$. Например, при $\gamma_{i,j} \sim 1.5'$ и $\Delta r_{\text{доп}} = 0.1$ км суммарная протяженность этих участков не превышает 200 км (для сравнения при $\gamma \sim 0^\circ$ полагается, что плоскости орбит совпадают).

2.4. Условия сближения спутников по направлению полета. Здесь и далее полагается, что после отделения двух спутников их периоды обращения удовлетворяют условию $T_i < T_j$ (т. е. в результате отделения i -спутник тормозится, а j -спутник разгоняется).

В начальный момент времени после отделения один из спутников (далее i -спутник) находится в апогее a_i своей орбиты, второй (j -спутник) — в перигее n_j собственной орбиты. Численные значения фокальных параметров орбит двух спутников определяются как

$$P_i = r \left(1 - \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{2V}\right) \text{ и } P_j = r \left(1 + \frac{\Delta V_{V_{i,j}}}{2V}\right).$$

Отличия фокальных параметров P_i , P_j орбит этих спутников определяют разные их периоды обращения. В окрестности чисел витков полета $N \sim N_{ij} = T_i / |T_i - T_j| = (1/3)V_0 / \Delta V_{V_{i,j}}$ i -спутник совершит на один виток больше по сравнению с числом витков j -го спутника ($N_j = N_i - 1$). Если окажется, что в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ апогей i -орбиты и перигей j -орбиты также будут находиться в малой окрестности по отношению друг к другу, то такое событие будет весомым доказательством возможности сближения спутников на малые расстояния.

Проведем оценку углового разнесения апогея a_i и перигея n_j двух орбит в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета. С учетом соотношения $N_i = N_j + 1$ упомянутое угловое разнесение положений точек a_i и n_j записывается в виде

$$\begin{aligned} \delta(\Delta u_1)|_{N \sim N_{i,j}} &= \frac{\pi}{2} \left(\frac{a_e}{p_j}\right)^2 \alpha (5 \cos^2 i_j - 1) N_{i,j} - \\ &- \frac{\pi}{2} \left(\frac{a_e}{p_i}\right)^2 \alpha (5 \cos^2 i_i - 1) (N_{i,j} + 1). \end{aligned}$$

Численная оценка углового расстояния $\delta(\Delta u_1)|_{N \sim N_{i,j}}$ между точками a_i и n_j орбит двух спутников в достаточно широком диапазоне скоростей их отделения $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.15 \dots 1.5$ м/с — дает стабильный результат

$$\delta(\Delta u_1)|_{N \sim N_{i,j}} \approx 0.4^\circ. \quad (13)$$

Из этого следует, что в окрестности чисел витков $N \sim N_{i,j}$ полета спутников в ньютоновском ГПЗ апогей a_i и перигей n_j находятся в непосредственной близости друг к другу. Это означает, что если два спутника в окрестности упомянутого числа витков полета будут находиться одновременно вблизи апогея a_i или перигея n_j орбит этих спутников, то расстояние между ними может быть малым.

2.5. Характеристика сближения спутников на малые расстояния на больших временных интервалах. Проведенный в пп. 2.1—2.4 анализ сближения спутников на малые расстояния по трем ортогональным направлениям — направлению полета, радиусу-вектору положения спутников по орбите и нормали к плоскости орбиты — позволяет представить картину их сближения на малые расстояния в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета:

2.5.1. После отделения спутников первоначально (в окрестности чисел витков полета $N_{i,j} / 2$) спутники расходятся до расстояния $2a$, в последующем происходит их сближение с темпом $\Delta r_{i,j} = 3T\Delta V_{V_{i,j}}$ за каждый виток полета, при этом минимальное расстояние между парой спутников i, j на этапе сближения точно лежит в интервале $0 \dots 3T\Delta V_{V_{i,j}}$.

2.5.2. По достижении некоторого наименьшего значения расстояния $\Delta r_{i,j}^k$ между спутниками на k -м витке полета расстояния между ними в последующем будут с тем же темпом (подп. 2.5.1) увеличиваться.

2.5.3. При повторении опытов с другими характеристиками движения (разбросами условий отделения, изменением параметров внешней среды — плотности верхней атмосферы и др.) численное значение $\Delta r_{i,j}^k$ будет изменяться в тех же пределах $0 \dots 3T\Delta V_{V_{i,j}}$, но с другим значением $\Delta r_{i,j}^k$.

2.5.4. При большой выборке испытаний (числа расчетов траекторий с разными условиями движения в пределах принятых разбросов) переменная $\Delta r_{i,j}$ расположится в интервале $0 \dots 3T\Delta V_{V_{i,j}}$.

2.5.5. Зона сближения на малые расстояния любых двух спутников группировки увеличивается по мере уменьшения проекции относительной скорости их отделения на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ (см. выражение (11)).

2.5.6. Априори частота сближения пар спутников группировки на малые расстояния будет максимальной для орбит с угловым разнесением плоскостей, равным $\gamma_{i,j} = 0$ (12). С увеличением угла $\gamma_{i,j}$ протяженность близких участков орбит и частота сближения спутников на малые расстояния быстро уменьшаются. В общем случае зона сближения любых двух спутников группировки на малые расстояния всегда находится в области, охватывающий апогей — перигей i -й и j -й орбит соответственно (рис. 3) при необходимом условии нахождения в этой области одновременно пары спутников i, j .

Условно зона сближения спутников по всем трем ортогональным направлениям показана на рис. 3. Формула для расстояния $\Delta r_{i,j}$ между спутниками на витках их сближения на малые расстояния может быть записана в виде

$$\Delta r_{ij} = \sqrt{\Delta \ell_{V_{i,j}}^2 + \Delta r_{i,j}^2 + \Delta z_{i,j}^2} \leq \Delta r_{\text{доп}}, \quad (14)$$

где $\Delta \ell_{V_{i,j}}$, $\Delta r_{i,j}$, $\Delta z_{i,j}$ — проекции расстояния $\Delta r_{i,j}$ между спутниками на оси орбитальной системы координат (по направлению движения, радиусу-вектору положения, боковому смещению соответственно).

Максимальные значения этих проекций для принятого в работе примера равны $\Delta \ell_{V_{i,j}} = 13.1$ км, $\Delta r_{i,j} = \Delta z_{i,j} = 0.1$ км.

После достижения на некотором k -м витке минимального значения соотношения (14) в пределах $0 \dots 13.1$ км на каждом следующем витке расстояние между спутниками будет увеличиваться примерно на $3T\Delta V_{V_{i,j}}$.

3. МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ ПАР СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА РАССТОЯНИЕ, МЕНЬШЕЕ ЗАДАННОГО

Отсутствие в доступной литературе методологии, методов и каких-либо оценок вероятности сближения спутников группировки в длительном полете на малые расстояния обусловлено сложностью проблемы. В данном разделе предложены два метода проведения таких оценок, которые следует рассматривать как предварительные. Первый из них сформирован на основе аналитического представления взаимно-относительного движения пар спутников по их сближению на малые расстояния на больших временных интервалах, второй использует численное интегрирование совместного движения двух спутников для получения данных по вероятности их сближения на расстоянии, меньшее заданных.

Построение методов базируется на материалах, представленных в докладе [11], работах [5, 10] и результатах исследований, изложенных ниже.

3.1. Аналитический метод оценки вероятности сближения. Сближение спутников может происходить в достаточно широком диапазоне витков полета в окрестности $N \sim N_{i,j} = (1/3)V / \Delta V_{V_{i,j}}$. Например, при разбросе скорости отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$, равной $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}) = \pm 0.1 \Delta V_{V_{i,j}}$, разброс числа витков $N_{i,j}$ равен

$$\delta N_{i,j} = \frac{1}{3} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}^2} \delta(\Delta V_{V_{i,j}}) = \frac{1}{3} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}} \frac{\delta(\Delta V_{V_{i,j}})}{\Delta V_{V_{i,j}}},$$

при $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75$ м/с разброс числа витков сближения спутников составляет ± 330 . Дополнительно к этому имеет место разброс числа витков сближения спутников, обусловленный отклонением плотности верхней атмосферы от номинальной. По оценкам этот разброс также составляет несколько сотен витков, суммарно разброс витков сближения спутников может достигать 500 и более.

Вероятность сближения спутников на расстояние, меньшее заданного $\Delta r_{\text{доп}}$, определяется вероятностями реализации трех независимых событий:

3.1.1. Событие первое реализуется в том случае, если число витков полета двух спутников находится в диапазоне $N \sim N_{i,j} \pm \Delta N_{i,j}$, где $\Delta N_{i,j}$ —

возможный разброс числа витков полета спутников при их сближении на малые расстояния. При выполнении этого условия вероятность реализации первого события по сближению спутников на малое расстояние равна $P_1 = 1$, в противном случае $P_1 = 0$.

3.1.2. Событие второе состоит в частоте реализации случаев, когда $\Delta r_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}}$. Вероятность $P_3(\Delta r_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}})$ сближения пар спутников группировки на расстояние $\Delta r_{i,j}$, меньшее $\Delta r_{\text{доп}}$, очевидно определяется законом распределения случайной величины $\Delta r_{i,j}$ в диапазоне ее изменения $0 \dots 3T \Delta V_{V_{i,j}}$ на этапе сближения спутников на расстояние, меньшее $\Delta r_{\text{доп}}$.

Картина изменения расстояний $\Delta r_{i,j}^k$ между спутниками на k -м витке их сближения на малые расстояния при различных сценариях движения (в основном определяемых разбросом скоростей отделения и плотностью верхней атмосферы) представлена условно на рис. 5. Каждая из условных кривых на рис. 5 представляет зависимость изменения по времени расстояний между двумя спутниками на стадии их сближения на малые расстояния в пределах витка полета при реализации разных (в данном примере 10) сценариев движения. Проекция минимальных расстояний для каждого сценария движения на ось ординат обозначены точкой; их диапазон изменения составляет $0 \dots 3T \Delta V_{V_{i,j}}$; на оси ординат также обозначено принятое при оценке вероятности сближения спутников допустимое расстояние

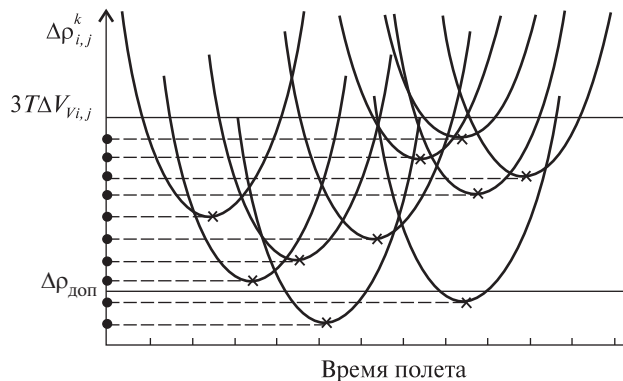


Рис. 5. Условное графическое представление изменения минимальных расстояний между спутниками при различных сценариях (величинах возмущающих факторов) движения

яние $\Delta\rho_{\text{доп}}$ между ними. В общем случае число кривых на плоскости (рис. 5) равно бесконечно-сти, так как при изменении условий отделения и полета они перемещаются влево-вправо, вверх-вниз, но общая картина их положения на плоскости не изменяется. Не изменяется и картина расположения на оси ординат точек, соответствующих минимальным расстояниям между спутниками на этапе их сближения на траекториях с разными условиями отделения и полета.

Закон распределения минимальных расстояний в $\Delta\rho_{i,j}^k$ в отмеченном выше диапазоне является равномерным. На такую особенность в дискретных задачах изменения функции переменных указывал еще французский математик Анри Пуанкаре при оценке вероятности положения часовой стрелки, с силой раскрученной на горизонтально расположенном циферблате. Он справедливо полагал, что ее положение на циферблате, после того как она совершит несколько оборотов, подчинено равномерному закону распределения. В отличие от задачи со стрелкой в рассматриваемом случае число витков полета спутников от отделения до их сближения на минимальные расстояния составляет несколько тысяч.

Пользуясь аналогией со стрелкой, вполне обоснованно можно полагать, что закон распределения расстояний $\Delta\rho_{i,j}^k$ является равномерным.

Исходя из изложенного, вероятность реализации второго события будем определять как частное от деления числа случаев сближения двух спутников на расстояние $\Delta r_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}$ на общее число случаев сближения на расстояние $\Delta r_{i,j} \leq 3T\Delta V_{V_{i,j}}$:

$$P_3(\Delta r_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}) = \frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{3T\Delta V_{V_{i,j}}}.$$

Как следует из этого равенства, с уменьшением проекции относительной скорости отделения по направлению полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ вероятность реализации третьего события увеличивается, а с увеличением $\Delta V_{V_{i,j}}$ — снижается.

3.1.3. Событие *третье* характеризует ситуацию в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$, при реализации которой оба спутника располагаются одновременно в некоторой достаточно малой окрестности апогея i -го спутника (перигея j -го

спутника), определяемой допустимым их угловым смещением $\pm\chi_{i,j}$ относительно точки a_i или n_j (рис. 3). Вероятность этого события обусловлена влиянием погрешностей отделения спутников $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}})$ на частоту их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах. В предположении независимости этих погрешностей и при их максимальных значениях на уровне $\pm 10\%$ от номинальных скоростей отделения численное значение переменной x в уравнении (12) равно $x = \pm 0.141$. Соответственно минимальная протяженность участков сближения орбит двух спутников в обе стороны от точки T их пересечений (рис. 3) составляет $\Delta\ell_{V_{i,j}} = \pm(\Delta\rho_{\text{доп}}/A)(1/x) = \pm 250$ км, или $\chi_{i,j} = \pm 2^\circ$ (максимальное значение протяженности этих участков согласно (11) равно $\chi_{i,j} = 21.6^\circ$).

Математическое ожидание $M[\Delta\ell_{V_{i,j}}]$ протяженности участков сближения спутников согласно (7) определяется интегралом

$$M[\Delta\ell_{V_{i,j}}] = \int_{(x)} \varphi(x)f(x)dx,$$

где $\varphi(x) = \Delta\ell_{V_{i,j}}(x) = (\Delta\rho_{\text{доп}}/A)(1/x)$,
 $x \in -0.141\dots+0.141$.

Закон распределения погрешности отделения спутников x вполне обоснованно может быть принят нормальным

$$f(x) = \frac{1}{\sigma_x\sqrt{2\pi}} \exp\left(-\frac{x^2}{2\sigma_x^2}\right),$$

где $\sigma_x = 0.141/3 = 0.047$.

После подстановки в $M[\Delta\ell_{V_{i,j}}]$ функций $\varphi(x)$, $f(x)$ численное значение интеграла с учетом особенностей его вычисления в малой окрестности $x = 0 \pm \varepsilon$ равно $M[\Delta\ell_{V_{i,j}}] = 2086$ км, или $M[\chi_{i,j}] = 17.1^\circ$.

Вероятность третьего события P_3 определяется частотой «попадания» одновременно двух спутников в зону их сближения на малые расстояния с размерами $\chi_{i,j} = 21.6^\circ$, $M[\chi_{i,j}] = \pm 17.1^\circ$, $\chi_{i,j} = \pm 2^\circ$ и вычисляется как частное от деления размеров этих зон на 2π :

$$P_3[\chi_{i,j} \leq \alpha\chi_{i,j}] = \frac{2\alpha\chi_{i,j}}{2\pi} = \frac{\alpha}{\pi} \sqrt{\frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{r} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}}}, \quad (15)$$

где числа $\alpha = 1; 0.141$ характеризуют максимальные и минимальные размеры зон сближения, $\alpha = M[\chi_{i,j}] / \bar{\chi}_{i,j} = 0.79$ — их математическое ожидание. Соответственно размерам зон изменяется и вероятность $P_3 [\chi_{i,j} \leq \alpha \bar{\chi}_{i,j}]$.

3.1.4. После подстановки соотношений по вероятностям реализации частных независимых событий P_1, P_2, P_3 в формулу полной вероятности получим

$$P_{\Sigma}(\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}) = P_1 \cdot P_2 \cdot P_3 = 1 \cdot \frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{3T\Delta V_{V_{i,j}}} \cdot \frac{\alpha}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{\Delta\rho_{\text{доп}}}{r} \frac{V}{\Delta V_{V_{i,j}}}} \quad (16)$$

3.2. Метод оценки вероятности сближения спутников на основе интегрирования дифференциальных уравнений движения двух спутников. Задача оценки вероятности сближения спутников группировки на малые (наперед заданные) расстояния является сложной. Её характеризует большое разнообразие условий отделения (разбросы скоростей и направлений отделения спутников), трудности аналитического исследования по влиянию разбросов условий отделения на характеристики взаимно относительного движения пар спутников в длительном полете. Решение задачи возможно методом Монте-Карло, однако в связи с необходимостью многократного интегрирования уравнений движения каждого спутника группировки на 5-летнем периоде их эксплуатации с учетом разброса начальных условий отделения необходимые временные затраты выходят за разумные пределы (особенно при большом числе спутников в группировке).

Предлагаемый метод в своей основе опирается на результаты проведенных ранее аналитических и численных исследований [5, 10, 11] применительно к группировке из 12 спутников (п. 2). При этом, поскольку в первом приближении взаимно относительное движение пар спутников определяется в том числе проекциями относительных скоростей их отделения, основные результаты справедливы для любой размерности группировки примерно с теми же условиями отделения спутников.

Метод оценки вероятности сближения пар спутников группировки на малые (заданные) расстояния основывается на следующих положениях.

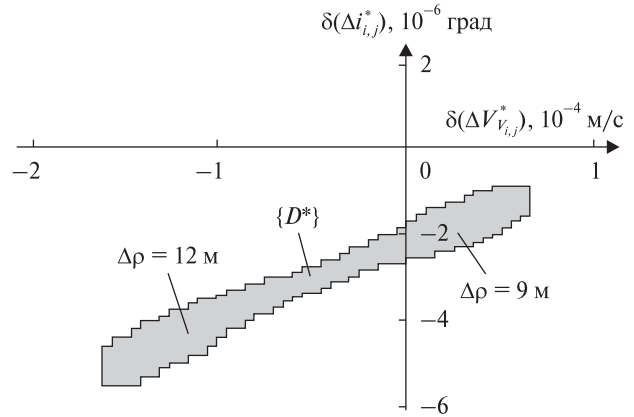


Рис. 6. Область погрешностей параметров отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}) = 0.1\Delta V_{V_{i,j}}^0$, $\delta(\Delta i_{i,j}) = 0.1\Delta i_{i,j}$ спутников, которой соответствуют расстояния между спутниками менее 100 м [5]. Начало координат соответствует номинальным условиям отделения двух спутников $\Delta V_{V_{i,j}}^0 = \Delta V_{\perp V_{i,j}}^0 = 0.75$ м/с

1. Первые сближения пар спутников i, j группировки на малые расстояния происходят в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{ij} = (1/3)V_0 / \Delta V_{V_{i,j}}$.

2. В группировке из n спутников образуется $n(n-1)/2$ пар, среди которых имеется хотя бы одна пара спутников с близким к нулю угловым разнесением их плоскостей в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$.

3. Угловое расстояние $\delta\Omega_{i,j}$ ($N \sim N_{i,j}$) между восходящими узлами орбит двух спутников мало ($\Delta\Omega_{i,j} \sim 0$) и определяется условиями выполнения соотношений (7) для системы чисел $u_0, i_0, \Delta V_{V_{i,j}}, \Delta V_{\perp V_{i,j}}$. С точностью до разности наклонов плоскостей орбит, обусловленной процессом их отделения, угол между плоскостями орбит двух спутников $\gamma_{i,j}$ близок к нулю.

Угловое разнесение плоскостей орбит двух спутников вычисляется как $\gamma_{i,j} = \Delta\Omega_{i,j} \sin i_0$. Для случая, когда $\gamma_{i,j} \sim 0$ на плоскости параметров $\{\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), 0, \delta(\Delta i_{i,j})\}$, по результатам ограниченного числа вариантов интегрирования системы уравнений движения двух спутников может быть выделена область $\{D^*\}$ (рис. 6), которой соответствует расстояние между спутниками $\Delta\rho_{\text{зад}} - \Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{зад}}$, например $\Delta\rho_{\text{зад}} = 100$ м. При этом, поскольку размеры области $\{D^*\}$ (которой ожидаемо соответствует очень незначительная вероятность сближения спутников на малые расстояния), априори значительно меньше области

{D}, определяемой возможными разбросами скоростей отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}})$ спутников, число проводимых расчетов прогнозируемо будет небольшим.

В общем случае положение области $\{D^*\}$ на плоскости параметров $\{\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), 0, \delta(\Delta i_{i,j}) = \delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}}) / V_0\}$ может быть произвольным. Максимальная вероятность сближения спутников на малые (заданные) расстояния при этом будет иметь место, если центр области $\{D^*\}$ совпадает с началом координат (точкой O) и площадь этой области будет (в относительных величинах) максимальной по отношению к области, определяемой предельными разбросами скоростей отделения. При известной плотности распределения погрешностей отделения $f[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta i(\Delta i_{i,j})]$ вероятность сближения любых двух спутников на малые расстояния согласно [2] может быть представлена в виде

$$P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*) \subset D^*] = \iint_{D^*} f[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j})] d\delta(\Delta V_{V_{i,j}}) d\delta(\Delta i_{i,j}). \quad (17)$$

Погрешности отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)$, $\delta(\Delta V_{\perp V_{i,j}}^*)$ с достаточной степенью строгости могут считаться независимыми (так как они определяются в основном независимыми между собой погрешностями скорости отделения каждого спутника и направлений их отделения). С учетом данного обстоятельства формула (14) может быть представлена в виде

$$P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*) \subset D^*] = \int_{\underline{\alpha}}^{\bar{\alpha}} f(\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)) d(\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)) \int_{\underline{\beta}}^{\bar{\beta}} f(\Delta i_{i,j}) d(\Delta i_{i,j}). \quad (18)$$

Здесь $\underline{\alpha}$, $\bar{\alpha}$, $\underline{\beta}$, $\bar{\beta}$ — пределы, определяющие положение области $\{D^*\}$ на плоскостях $\delta(\Delta V_{V_{i,j}})$, $\delta(\Delta i_{i,j})$.

Численное значение вероятности $P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*)]$ определяется законами распределения погрешностей отделения $\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*)$, $\delta(\Delta i_{i,j}^*)$. Вполне обоснованно их можно считать подчиненными нормальным законам распределения с соответствующими числовыми характеристиками (математическими ожиданиями $m\Delta V_{V_{i,j}}$, $m\Delta i_{i,j}$

и дисперсиями $D\Delta V_{i,j}$, $D\Delta i_{i,j}$). С учетом изложенного соотношения (18) для вероятности сближения спутников на заданное (малое) расстояние согласно [1] записывается в виде

$$P[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}^*), \delta(\Delta i_{i,j}^*) \subset D^*] = \frac{1}{\sigma_{\Delta V_{i,j}} \sqrt{2\pi}} \int_{\underline{\alpha}}^{\bar{\alpha}} \exp\left[-\frac{(\Delta V_{i,j} - m_{\Delta V_{i,j}})^2}{2\sigma_{\Delta V_{i,j}}^2}\right] d(\Delta V_{i,j}) \times \frac{1}{\sigma_{\Delta i_{i,j}} \sqrt{2\pi}} \int_{\underline{\beta}}^{\bar{\beta}} \exp\left[-\frac{(\Delta i_{i,j} - m_{\Delta i_{i,j}})^2}{2\sigma_{\Delta i_{i,j}}^2}\right] d(\Delta i_{i,j}). \quad (19)$$

Формула (19) при заданных характеристиках положения области D^* на плоскости параметров $(\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j}))$ позволяет вычислить вероятность сближения каждой пары группировки на расстояние $\Delta r_{i,j}$, меньшее заданного $\Delta r_{\text{доп}}$. Ожидается, что вероятность сближения каждой пары группировки будет незначительной. Учитывая, что в общем случае число m образованных пар в группировке из n спутников может быть значительным ($m = n(n-1)/2$), задача оценки вероятности сближения пар спутников в целом в группировке согласно [2] формулируется следующим образом: требуется определить вероятность $(P^*[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j}) \subset D^*])$ того, что в процессе движения m пар спутников хотя бы одна из них сблизится на расстояние $\Delta r_{i,j}$, меньшее заданного $\Delta r_{i,j} \leq \Delta r_{\text{доп}}$.

Согласно [1] при значительном числе случайных событий сближения (они в данной задаче равны числу пар спутников) для решения задачи целесообразно перейти от прямого события $(P_m[\delta(\Delta V_{V_{i,j}}), \delta(\Delta i_{i,j}) \subset D^*])$ для каждой пары спутников к противоположному событию $\overline{P}_{i,j} = 1 - P_{i,j}^*$, которому соответствует отсутствие сближения этой пары спутников на расстояние, меньшее заданного $\Delta r_{\text{доп}}$. Тогда для всех m пар спутников вероятность \overline{P}_m отсутствия их сближений на расстояние, меньшее заданного, определится выражением

$$\overline{P}_m = \prod_{m=1}^{66} \overline{P}_m. \quad (20)$$

С учетом (20) вероятность сближения хотя бы одной пары спутников из m образованных в

группировке на расстояние, меньшее заданного $\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}}$, определится таким образом:

$$P_m = 1 - \overline{P}_m. \quad (21)$$

4. ПЕРВЫЕ ОЦЕНКИ ВЕРОЯТНОСТИ СБЛИЖЕНИЯ СПУТНИКОВ ГРУППИРОВКИ НА МАЛЫЕ РАССТОЯНИЯ НА БОЛЬШИХ ВРЕМЕННЫХ ИНТЕРВАЛАХ

Для частного случая запуска 12 спутников на солнечно-синхронную орбиту ($i_0 \sim 98.1^\circ$, $h_0 \sim 650$ км, отделение спутников на экваторе $u_0 = 0$, скорости отделения приняты в соответствии с [5]) определены согласно (7) две пары спутников $A_1 - C_4$, $A_2 - C_3$, для которых $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}} = 0.75$ м/с и $\Delta\Omega_{i,j} (N \sim N_{i,j}) \approx 0$, в окрестности $N_{i,j} \approx 3330$ витков полета.

С использованием аналитического и численного методов для этой пары спутников ниже определены оценки вероятности их сближения на расстояния, меньшие $\delta\rho_{\text{доп}} = 100$ м.

4.1. Аналитический метод. Оценка вероятности проведена для трех значений проекций относительной скорости отделения двух спутников на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.15, 0.75, 1.2$ м/с.

Подстановка в (16) численных значений исходных данных по параметрам отделения спутников, характеристикам орбиты и максимально допустимой величины расстояния сближения этих спутников дает такой результат:

$$\begin{aligned} \Delta V_{V_{i,j}} = 0.15 \text{ м/с, } P_{\Sigma} &= 0.008, \\ \Delta V_{V_{i,j}} = 0.75 \text{ м/с, } P_{\Sigma} &= 0.0007, \\ \Delta V_{V_{i,j}} = 1.2 \text{ м/с, } P_{\Sigma} &= 0.0003. \end{aligned}$$

Из приведенных данных следует, что с увеличением проекции относительной скорости отделения двух спутников на направление полета $\Delta V_{V_{i,j}}$ вероятность сближения спутников монотонно уменьшается, и для крайних значений $\Delta V_{V_{i,j}}$ рассматриваемого диапазона вероятность отличается в 25 раз.

Такое существенное снижение вероятности сближения спутников на малые расстояния с увеличением относительной скорости $\Delta V_{V_{i,j}}$ в восемь раз (с 0.15 до 1.2 м/с) при необходимости может использоваться при назначении скоростей отделения пар спутников, для которых по-

вышенная вероятность сближения их на небольшие расстояния нежелательна.

Отмеченная особенность снижения вероятности сближения пар спутников на малые расстояния с увеличением проекции относительной скорости на направление полета хорошо согласуется с данными прямых расчетов траектории [6] — с увеличением проекции относительной скорости отделения более $\delta V_{V_{i,j}} \geq 1.35$ м/с имеет место монотонное увеличение минимальных расстояний между спутниками при номинальных условиях отделения.

4.2. Численный метод (на основе интегрирования системы уравнений движения двух спутников). В работе [5] определены пары спутников $A_4 - C_1, A_2 - C_3$, плоскости орбит которых в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета совпадают. Для этих пар спутников на основании численных расчетов траекторий их полета на плоскости параметров $\{\Delta V_{V_{i,j}}, 0, \Delta V_{\perp V_{i,j}}\}$ была построена область $\{D^*\}$, границы которой соответствуют расстояниям между ними, равным 100 м. Вид этой области заимствован из работы [5] и ниже представлен на рис. 6 исключительно для наглядности решения методом Монте-Карло задачи по оценке вероятности сближения указанных выше пар спутников на расстояние меньше 100 м.

Оценка вероятности сближения спутников группировки на заданное минимальное расстояние ($\Delta\rho_{i,j} \leq \Delta\rho_{\text{доп}} = 100$ м) определена для пары спутников $A_4 - C_1, A_3 - C_2$, для которых в окрестности чисел $N \sim N_{ij} = (1/3) \cdot V_0 / \Delta V_{V_{i,j}}$ витков полета выполняется условие $\gamma_{i,j} \sim 0$ (с точностью до разности наклонений орбит этих спутников на уровне $\Delta i_{i,j} = \Delta V_{V_{i,j}} / V_0 = 10^{-4}$ рад = 20" после их отделения). Определение вероятности первых сближений каждой пары спутников $A_4 - C_1$ и $A_2 - C_3$ проведено методом статистических испытаний (1 миллион опытов, около 800 «попаданий» в область D^*), при этом погрешности отделения приняты равными 10 % от номинальных параметров отделения.

Получено, что эта вероятность составляет 0.0008. С учетом выражений (20), (21) вероятность первых сближений хотя бы одной из двух обозначенных пар спутников на расстояние менее 100 м составляет 0.0016.

5. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Значение вероятностей сближения спутников на расстояния, меньшие 100 м, по двум методам оценок представлены в табл. 2. Эти значения являются предварительными и свидетельствуют только об уровне оцениваемой вероятности и направлении влияния относительных скоростей отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$ на изменения этих вероятностей.

В рассматриваемом примере группировки из 12 спутников образуется 66 пар, из которых для двух ($A_2 - C_3, A_4 - C_1$) реализуется условие $\gamma_{i,j} \sim 0$. Плоскости орбит для остальных 64 пар в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ пересекаются под углами $0.12^\circ \dots 1.2^\circ$ (соответствующие данные представлены в табл. 3).

Суммарная протяженность прилегающих на расстояние менее 100 м участков всех остальных пар орбит спутников в зонах их пересечений составляет по оценке около 35 тыс. км. Принимая во внимание это обстоятельство и тот факт, что сближение спутников может происходить и на этих участках орбит, численное значение вероятности (21) сближения хотя бы одной из 66 образованных пар спутников повышается до 0.0024. Трехкратное уменьшение этой вероятности может быть достигнуто таким назначением численных значений проекции относительных скоростей отделения $\Delta V_{V_{i,j}}, \Delta V_{\perp V_{i,j}}$ для каждой пары спутников, при котором для всех пар условие (7) не выполняется.

В заключение представляется целесообразным отметить следующее. В приведенном при-

Таблица 2. Значения вероятностей сближения спутников по двум методам оценок

$\Delta V_{V_{i,j}}, \text{ м/с}$	Аналитический метод	Метод на основе интегрирования движения двух спутников
0.15	0.008	—
0.75	0.0007	0.0008
1.2	0.0003	—

Таблица 3. Количество $N_{\text{вар}}$ вариантов пересечения орбит спутников группировки под углом $\gamma_{i,j}$

$\gamma_{i,j}$	0.12°	0.16°	0.20°	0.33°	0.5°	1.2°
$N_{\text{вар}}$	32	22	2	4	2	2

мере из 66 пар спутников плоскости орбит двух пар спутников (3 % от общего числа образованных пар) совпали между собой в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета. Если такая тенденция (в процентном отношении) по сближению пар спутников сохранится и для группировки состоящей, например, из 100 спутников (всего порядка 5000 пар), то плоскости орбит совпадут у 3 % от их общего числа пар, (т. е. в 150 случаях). В этом случае соотношения (20), (21) дают ориентировочно такую оценку вероятности первых сближений хотя бы одной пары спутников группировки (из 5000 пар) на расстояние до 100 м:

$$P_{100}[\rho < 100 \text{ м}] = 0.01.$$

Эти данные позволяют предварительно сделать вывод, что для достаточно большой по численности группировки спутников вероятность сближения хотя бы одной пары спутников на расстояние до 100 м все же остается достаточно малой. Однако с уменьшением проекции относительной скорости по направлению полета до $\Delta V_{V_{i,j}} \approx 0.15 \text{ м/с}$ ситуация может заметно измениться.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Определены условия отделения двух спутников i, j при реализации которых в некоторой окрестности чисел $N \sim N_{i,j} = (1/3)(V_{V_{i,j}} / \Delta V_{V_{i,j}})$ витков полета они окажутся на малом удалении друг относительно друга, плоскости орбит этих спутников будут практически совпадать, а угловые скорости сближения-расхождения плоскостей будут минимальны (на уровне десятых долей угловых секунд за виток). Тем самым создаются условия для сближения с повышенной вероятностью пар спутников на малые расстояния в окрестности чисел $N \sim N_{i,j}$ витков полета.

2. На примере отделения 12 спутников по теме «Глобалстар» определено, что из 66 образующихся в полете пар плоскости орбит двух пар спутников с точностью до разности наклонений орбит (около $20''$) совпадают. Для остальных 64 пар спутников на момент их максимального сближения угловые расхождения орбит могут достигать 1.2° .

3. По результатам аналитического исследования установлены следующие основные закономерности сближения пар спутников группировки на малые расстояния:

3.1) плоскости орбит любых пар спутников группировки в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ совпадают при реализации условий отделения $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$, определяемых соотношением (7); в частности, при отделении двух спутников на экваторе плоскости орбит двух спутников совпадают при $\Delta V_{V_{i,j}} = \Delta V_{\perp V_{i,j}}$;

3.2) при выполнении условий по п. 3.1 скорость углового расхождения плоскостей орбит спутников в окрестности чисел витков $N \sim N_{i,j}$ минимальна (десятые доли угловых секунд за виток). В течение десятков (даже сотен) витков полета движение пар спутников проходит по орбитам с малым угловым разнесением; возможность сближения спутников на малые расстояния при этом является максимальной.

4. Оценка вероятности сближения двух спутников группировки на расстояние, меньшее 0.1 км, составляет (для рассматриваемого в статье варианта отделения 12 спутников при $\gamma_{i,j} \approx 0$ и $\Delta V_{V_{i,j}} = 0.75$ м/с) 0.0007 аналитическим методом и 0.0008 численным методом. Эти расхождения оценок вероятности не являются значимыми и свидетельствуют о возможности использования предложенных принципиально разных методов оценивания.

5. Наблюдаемое 25-кратное снижение вероятности сближения спутников группировки на малые расстояния при увеличении проекции относительной скорости $\Delta V_{V_{i,j}}$ с 0.15 до 1.2 м/с свидетельствует о значительном увеличении расхождения двух орбит и соответствующем снижении вероятности сближения спутников.

6. Для снижения вероятности сближения пар спутников i, j группировки на малые расстояния, для которых такое сближение нежелательно, необходимо параметры отделения спутников $\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$ выбирать из условия максимального углового разнесения орбит $\gamma_{i,j}$ в окрестности чисел витков полета $N \sim N_{i,j}$ и с реализацией максимально возможной относительной скорости $\Delta V_{V_{i,j}}$. Примером резкого снижения вероятности сближения спутников на малые расстояния

на больших временных интервалах служит схема группового отделения спутников на РН «Днепр», реализующая $\Delta V_{V_{i,j}} = 5...6$ м/с и $\Delta V_{\perp V_{i,j}} \sim 0$.

7. Результаты проведенных работ по сближению спутников группировки на малые расстояния и оценкам вероятности таких сближений предварительно могут считаться инвариантными к числу спутников в группировке, если относительные скорости отделения спутников ($\Delta V_{V_{i,j}}$, $\Delta V_{\perp V_{i,j}}$) находятся на уровне данных, используемых в статье при проведении оценок и соответствующих реализованным в проекте «Глобалстар».

8. До проведения более детальных исследований результаты проведенных работ могут рассматриваться как теоретическое обоснование возможности сближения спутников группировки на малые расстояния на больших временных интервалах. При этом условия отделения двух спутников, которым соответствует максимальная вероятность их сближения на малые расстояния на больших временных интервалах, определяются соотношениями (7) и (16).

ЛИТЕРАТУРА

1. Вентцель В. С. *Теория вероятности*. Москва: Изд-во физ.-мат. лит.-ры, 1958. 464 с.
2. Герасюта Н. Ф., Лебедев А. А. *Баллистика ракет*. Москва: Машиностроение, 1970. 244 с.
3. ГОСТ 25645, 115-84. *Модель плотности для баллистического обеспечения полетов ИСЗ*. Москва: Госстандарт, 1985.
4. Дегтярев А. В., Шептун А. Д. Проектно-баллистические решения по групповым запускам космических аппаратов в район нескольких базовых орбит. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2011. Вып. 2. С. 37—51.
5. Дегтярев А. В., Шептун А. Д., Воробьева И. А. Организация равномерного расхождения группировки малых спутников после отделения и их приемлемого разнесения на этапах последующих сближений. *Космична наука і технологія*. 2016. 22, № 3. С. 25—31.
6. Кугаенко Б. В., Эльясберг П. Е. Эволюция почти круговых орбит ИСЗ под влиянием зональных гармоник. *Космические исследования*. 1968. 4, вып. 2. С. 186—202.
7. *Патент України № 87290*. Денисов В. І., Щеголь В. А., Дегтяренко П. Г., Нестеров О. В., Маштак І. В., Шептун А. Д., Авчинников І. К., Сиренко В. М., Татаревський К. Е., Дегтярев О. В. Спосіб підготовки та проведення групового запуску супутників у космосі однією ракетою. Опубл. 10.02.2014.

8. Эльясберг П. Е. *Введение в теорию полета искусственных спутников Земли*. Москва: Наука, 1965. 540 с.
9. Эльясберг П. Е. и др. *Движение искусственных спутников в гравитационном поле Земли*. Москва: АН СССР, ВЦАН СССР. 1967. 299 с.
10. Degtyarev A., Vorobiova I., Sheptun A. Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *Amer. J. Aerospace Eng.* 2015. 2. P. 36–42.
11. Vorobiova I., Sheptun A. Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *IAC-15-B4.5.11*. – Israel. – Jerusalem. 2015. P. 4–9.

Стаття надійшла до редакції 26.02.2019

REFERENCES

1. Ventsel V. S. (1958). *Probability theory*. Moscow: Publishing house of physical and mathematical literature. 464 p. [in Russian].
2. Gerasiuta N. F., Lebedev A. A. (1970). *Rocket ballistics*. Moscow: Mechanical engineering, 244 p. [in Russian].
3. GOST 25645, 115-84 (1985). *Density model for satellite ballistic support of EAS*. Moscow: State standart [in Russian].
4. Degtiarev A. V., Sheptun A. D. (2011). Design and ballistic solutions for group launches of spacecrafts into several basic orbits. *Space technique. Missile weapons*, 2, 37–51 [in Russian].
5. Degtyarev A. V., Vorobiova I. A., Sheptun A. D. (2016). Organization of uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *Space Sci. & Technol.*, 22, No. 3, 25–31 [in Russian].
6. Kugaenko B. V., Eliasberg P. E. (1968). The evolution of almost circular satellites orbits under the influence of zonal harmonics. *Space Research.*, 4, No. 2, 186–202 [in Russian].
7. *Patent of Ukraine № 87290*. Denisov V. I., Shchegol V. A., Degtiarenko P. G., Nesterov O. V., Mashtak I. V., Sheptun A. D., Avchinnikov I. K., Sirenko V. M., Tatarevsky K. E., Degtiarev O. V. (2014). A method of preparing and conducting a group launch of satellites in space with one rocket [in Ukrainian].
8. Eliasberg P. E. (1965). *Introduction to the theory of flight of artificial satellites*. Moscow: Science. 540 p. [in Russian].
9. Eliasberg P. E. et. al. (1967). *The movement of artificial satellites in the gravitational field of the Earth*. Moscow: AS USSR, Computing Centre AS USSR. 299 p. [in Russian].
10. Degtyarev A., Vorobiova I., Sheptun A. (2015). Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation and acceptable spread at stages of their further approaches. *Amer. J. Aerospace Eng.*, 2, 36–42.
11. Vorobiova I., Sheptun A. (2015). Organization uniform dispersal for group of small satellites after their separation

and acceptable spread at stages of their further approaches. *IAC-15-B4.5.11*, Israel, Jerusalem, 4–9.

Received 26.02.2019

О. В. Дегтярев, А. Д. Шептун

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

МЕТОДОЛОГІЯ, МЕТОДИ І РЕЗУЛЬТАТИ ПЕРШИХ ОЦІНОК ЙМОВІРНОСТІ ЗБЛИЖЕННЯ СУПУТНИКІВ УГРУПОВАННЯ НА МАЛІ ВІДСТАНІ

Запропоновано методи (аналітичний і чисельний на основі інтегрування рівнянь руху центру мас двох супутників) оцінки ймовірності перших зближень супутників угруповання на малі відстані в тривалому польоті. Визначено умови відокремлення супутників, під час реалізації яких в деякому (означеному для кожної пари супутників) інтервалі чисел витків польоту площини їх орбіт збігаються. Відповідно для таких пар супутників ймовірність їх зближення на малі відстані є максимальною. Для угруповання з 12 супутників проведено визначення ймовірності зближення двох пар супутників на відстані до 100 м. Одержано дані за попередньою оцінкою ймовірності зближення супутників в угрупованні у разі збільшення їх кількості, наприклад, до 100 одиниць.

Ключові слова: угруповання супутників, сонячно-синхронні орбіти, ймовірність зближення супутників.

О. В. Дегтярев, А. Д. Шептун

Yuzhnoye State Design Office
named after M. K. Yangel, Dnipro, Ukraine

METHODOLOGY, METHODS, AND RESULTS OF THE FIRST ESTIMATES OF THE PROBABILITY OF CLOSE APPROACH BETWEEN CONSTELLATION SATELLITES

Analytical and numerical methods are proposed for estimating the probability of first close approaches of the satellites in a constellation during a long flight. Both methods are based on the integration of equations of motion of centers of mass of two satellites.

The satellite separation conditions are determined under which the planes of their orbits coincide in a certain interval of the number of orbits. This interval is defined for each pair of satellites. Accordingly, for such pairs of satellites, the probability of a close approach will be maximal. The probability of a close approach of two pairs of satellites to a distance of up to 100 m has been determined for a group of 12 satellites. Data have been obtained on a preliminary estimate of the probability of satellites' approach in a constellation if their number increases, for example, to about 100 units.

Key words: satellite constellation, sun-synchronous orbits, satellite approach probability.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.033>

УДК 621.454.3.03

Э. К. Магдин, Е. С. Дмитренко, Г. Э. Толочьянц,
Н. С. Михайлов, В. В. Филиппов, В. В. Оглих

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

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ИМПУЛЬСНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С МЕТАЛЛИЧЕСКИМИ КОРПУСАМИ ПУТЕМ ОБЪЕДИНЕНИЯ ИХ В МОНОБЛОЧНЫЙ ОТСЕК, ИЗГОТОВЛЕННЫЙ ИЗ ВЫСОКОПРОЧНОГО ПЛАСТИКА

Работа посвящена импульсным твердотопливным ракетным двигателям, предназначенным для управления полетом аэродинамических и космических объектов. Управление полетом аэродинамических и космических объектов может осуществляться с помощью твердотопливных ракетных двигателей, обладающих специальными устройствами, позволяющими изменять направление вектора тяги (поворотные сопла, газовые рули и др.). Однако эти устройства не всегда позволяют обеспечить необходимую динамику изменения вектора тяги. Поэтому процесс управления полетом может происходить за счет применения набора малогабаритных импульсных твердотопливных ракетных двигателей, срабатывающих в нужный момент времени и в требуемом направлении.

Рассмотрена конструкция импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами, а также конструкция, которая позволяет объединить двигатели в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика. Такой переход может позволить уменьшить массу двигательного отсека, в основном за счет перехода от конструкции в виде отдельных двигателей с металлическими корпусами к конструкции, которая объединяет их в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика методом аддитивных технологий, а также за счет исключения из конструкции отсека элементов крепления каждого отдельного импульсного твердотопливного ракетного двигателя.

Приведен сравнительный анализ и описаны особенности конструкции импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами и конструкции, которая позволяет объединить двигатели в моноблочный отсек, изготовленный из высокопрочного пластика. Приведены результаты расчета коэффициента запаса прочности конструкции корпуса импульсных твердотопливных ракетных двигателей в общем отсеке, изготовленном методом аддитивных технологий, а также сравнительные весовые характеристики, которые позволяют оценить целесообразность перехода к конструкции импульсных твердотопливных ракетных двигателей в общем отсеке, изготовленном методом аддитивных технологий.

Ключевые слова: моноблочный отсек, импульсный двигатель.

Для управления полетом аэродинамических и космических объектов широко используют твердотопливные двигатели, обладающие специаль-

ными устройствами, позволяющими изменять направление вектора тяги (поворотные сопла, газовые рули и др.). Однако эти устройства не всегда позволяют обеспечить необходимую динамику изменения вектора тяги, и в этом случае

© Э. К. МАГДИН, Е. С. ДМИТРЕНКО, Г. Э. ТОЛОЧЬЯНЦ,
Н. С. МИХАЙЛОВ, В. В. ФИЛИППОВ, В. В. ОГЛИХ, 2019

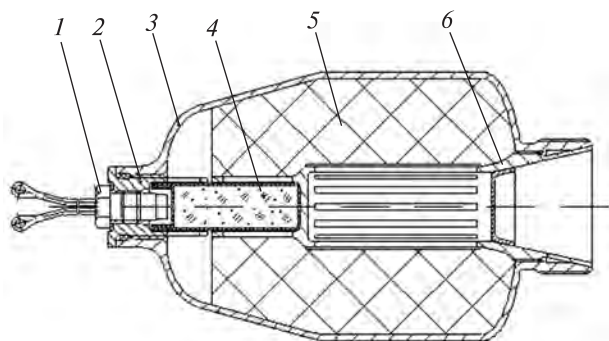


Рис. 1. Конструкция импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — крышка, 3 — корпус, 4 — воспламенитель, 5 — заряд, 6 — трубка-диафрагма

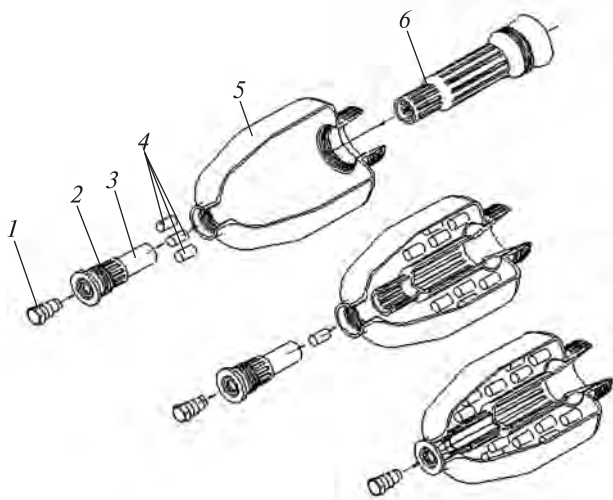


Рис. 2. Схема сборки импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — крышка, 3 — воспламенитель, 4 — заряд, 5 — корпус, 6 — трубка-диафрагма

для управления полетом может применяться набор малогабаритных импульсных твердотопливных ракетных двигателей (ИРДТТ), срабатывающих в нужный момент времени и в требуемом направлении [1, 2].

В статье рассмотрен вариант конструкции ИРДТТ разработки ГП «КБ «Южное» в виде отдельных импульсных двигателей с металлическими корпусами (вариант 1), а также предложена конструкция, которая позволяет объединить импульсные двигатели в моноблочный отсек,

изготовленный из высокопрочного пластика (вариант 2).

Технические требования к импульсным твердотопливным ракетным двигателям. Для оценки целесообразности перехода от отдельных импульсных двигателей с металлическими корпусами к моноблочному отсеку импульсных двигателей были использованы такие значения основных характеристик ИРДТТ:

- время одного импульса тяги — не более 0.07 с;
- масса отсека с управляющими ИРДТТ и элементами крепления — не более 112 кг.

Сравнительный анализ различных вариантов конструкции ИРДТТ двигательного отсека в целом проводился для условно принятого количества ИРДТТ — 72 и значения суммарного импульса отдельного двигателя — 30 кгс·с.

Конструкция отдельного импульсного твердотопливного ракетного двигателя с металлическим корпусом (вариант 1). Конструкция ИРДТТ (рис. 1) представляет собой титановый, цельносварной корпус 3 с резьбовыми посадочными местами под крышку 2 и трубку-диафрагму 6. В двигателе в качестве твердого топлива используется артиллерийский пироксилиновый порох [3]. Снаряжение порохом 5 происходит засыпкой гранул через резьбовое отверстие в корпусе.

Схема сборки варианта конструкции ИРДТТ приведена на рис. 2. Сборка двигателя выполняется в следующей последовательности:

- в корпус вкручивается трубка-диафрагма;
- через горловину корпуса засыпаются гранулы порохового заряда;
- в резьбовое отверстие горловины корпуса вкручивается крышка с воспламенителем;
- в резьбовое отверстие крышки устанавливается пиропатрон.

Конструктивная схема отсека ракеты с импульсными твердотопливными ракетными двигателями с металлическими корпусами. Рис. 3 представляет конструктивную схему отсека ракеты, который состоит из отдельных ИРДТТ, корпуса которых изготовлены из титана.

Импульсные твердотопливные ракетные двигатели устанавливаются в отсек ракеты параллельными ярусами. При оценке массы корпуса

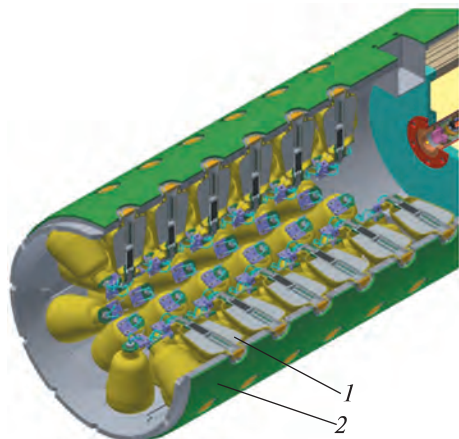


Рис. 3. Конструктивная схема отсека ракеты

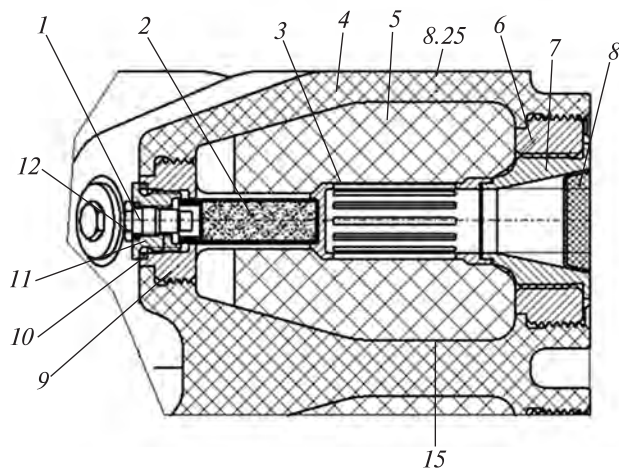


Рис. 4. Конструкция импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — воспламенитель, 3 — сетка, 4 — корпус, 5 — заряд, 6 — гайка, 7 — сопло, 8 — заглушка, 9 — диафрагма, 10 — уплотнительное кольцо, 11 — крышка, 12 — прокладка

ИРДТТ использовались значение плотности титана 4.5 г/с м^3 и предел прочности 750 МПа.

Конструкция импульсного твердотопливного ракетного двигателя (вариант 2). В качестве альтернативы конструкции ИРДТТ с металлическими корпусами рассмотрен вариант, в котором корпуса ИРДТТ и корпус отсека представляют собой одну общую конструкцию, изготовленную методом аддитивных технологий (3D-печать) из высокопрочного пластика.

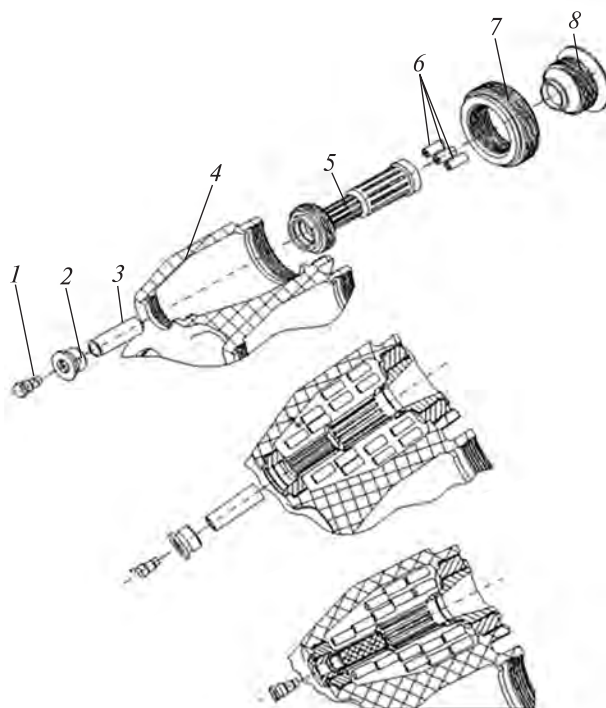


Рис. 5. Схема сборки импульсных твердотопливных ракетных двигателей: 1 — пиропатрон, 2 — крышка, 3 — воспламенитель, 4 — корпус, 5 — трубка-диафрагма, 6 — заряд, 7 — гайка, 8 — сопло

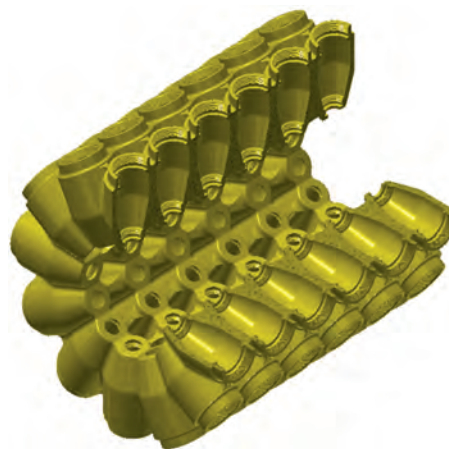


Рис. 6. Целый корпус отсека импульсных твердотопливных ракетных двигателей

Конструкция отдельного элемента этого корпуса представлена на рис. 4, а его сборка — на рис. 5.

Сборка двигателя выполняется в следующей последовательности:

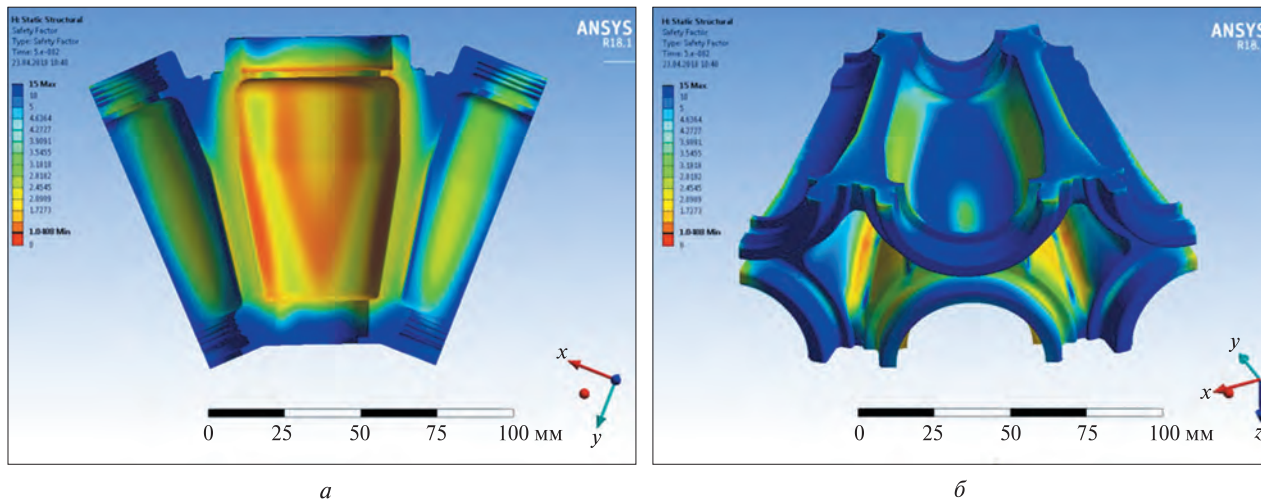


Рис. 7. Результаты расчета коэффициента запаса прочности конструкции корпуса: а — вид 1, б — вид 2

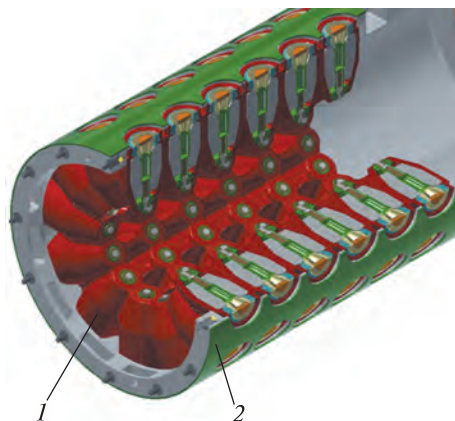


Рис. 8. Конструктивная схема отсека ракеты: 1 — импульсный твердотопливный ракетный двигатель, 2 — отсек ракеты

- в корпус вкручивается трубка-диафрагма, устанавливается гайка и сопло;
- через горловину корпуса засыпаются гранулы порохового заряда;
- в резьбовое отверстие горловины корпуса вкручивается крышка с воспламенителем;
- в резьбовое отверстие крышки устанавливается пиропатрон.

Корпус импульсных твердотопливных ракетных двигателей в общем отсеке, изготовленном методом аддитивных технологий. Корпус импульсных твердотопливных ракетных двигателей, представляет собой цельную конструк-

цию, напечатанную на 3D-принтере. Эта конструкция состоит из камер, располагающихся параллельными ярусами. Ярусы смещены на 30° друг относительно друга и соединены между собой ребрами жесткости.

В качестве материала для изготовления корпуса предлагается пластик типа РЕЕК. РЕЕК — искусственный материал с высокой прочностью, упругостью, теплостойкостью к формоизменению и низким коэффициентом трения. По прочности и упругости он превосходит большинство технических искусственных материалов, особенно при высоких температурах. Данный материал применим для изготовления деталей методом аддитивных технологий (3D-печать). При оценке массы корпуса использовались следующие данные для пластика типа РЕЕК:

- плотность — 1.49 г/см^3 ;
- предел прочности — 200 МПа.

Результаты расчетов конструкции корпуса из высокопрочного пластика. Проведенные в программном комплексе «Ansys» расчеты на прочность, представленные на рис. 7, показали, что для принятых геометрических параметров силовых элементов, механические характеристики примененных материалов и нагрузок, прочность конструкции ИРДТТ для всех расчетных случаев обеспечивается с минимальным коэффициентом запаса прочности: $\eta \geq 1.04$.

Проведенные расчеты на прочность подтвердили правильность выбора конструктивной схемы управляющих ИРДТТ.

Прочность управляющих ИРДТТ для принятых толщин силовых элементов, нагреве, уровнях нагрузок и механических характеристик примененных материалов обеспечивается.

Конструктивная схема импульсных твердотопливных ракетных двигателей в моноблочном отсеке, изготовленном из высокопрочного пластика. На рис. 8 представлена конструктивная схема отсека ракеты, который изготовлен с использованием аддитивных технологий (3D-печати).

В отсеке предусмотрены углубления для зарядов твердого топлива импульсных твердотопливных ракетных двигателей, которые располагаются параллельными ярусами.

Сравнительный анализ металлического и пластикового варианта конструкции двигательного отсека ИРДТТ показал, что его масса может быть существенно уменьшена.

Для условно принятых значений суммарного импульса отдельного ИРДТТ и их количества — это уменьшение составило величину 15 %. Это уменьшение произошло в основном за счет исключения из конструкции отсека элементов крепления каждого отдельного импульсного твердотопливного ракетного двигателя.

ВЫВОДЫ

В настоящее время в разных областях науки широкое применение и распространение получают детали, изготовленные с использованием аддитивных технологий (3D-печати).

В результате проведенной проектной работы в Государственном предприятии «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля можно сделать вывод, что в случае перехода от конструкции в виде отдельных импульсных твердотопливных ракетных двигателей с металлическими корпусами к моноблочному отсеку, изготовленному из высокопрочного пластика методом аддитивных технологий, массу двигательного отсека можно значительно уменьшить.

Кроме того, такой переход позволяет существенно уменьшить трудоемкость и стоимость изготовления двигательного отсека.

ЛИТЕРАТУРА

1. Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И. *Реактивные системы управления космических летательных аппаратов*. М. Машиностроение, 1979. 232 с.
2. Голубев К. С., Светлов В. Г. *Проектирование зенитных управляемых ракет*. М. Изд-во МАН. 2001. 730 с.
3. Оглих В. В., Толочьянц Г. Э., Михайлов Н. С., Попков В. Н. Экспериментальные исследования возможности создания импульсного РДТТ с малым временем работы. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2016. Вып. 2. С. 30—34.
4. *Patent № US 8,127,534 B2*. Robert J. Cavalleri, Thomas A. Olden. Pellet loaded attitude control rocket motor.
5. *Patent № US 2013/0019587 A1*. Isaac Hoffman, Brett Hussey, Randy Clark, Kenneth J. Clark. Thruster devices and methods of making thruster devices for use with thrust vector control systems.

Стаття надійшла до редакції 05.07.2019

REFERENCES

1. Belyaev N. M., Belik N. P., Uvarov Y. I. (1979). *Jet control systems of space flight vehicles*. Moscow.
2. Holubev K. S., Svetlov V. G. (2001). *Designing of anti-aircraft guided missiles*. Moscow.
3. Ohlikh V. V., Tolochyants N. E., Mikhaylov M. S., Popkov V. M. Experimental researches of a capability of creation pulse SRM with a small operating time. The space engineering. Rocket arms. The collection of articles, Release 2, 30—34.
4. *Patent № US 8,127,534 B2*. Robert J. Cavalleri, Thomas A. Olden. Pellet loaded attitude control rocket motor.
5. *Patent № US 2013/0019587 A1*. Isaac Hoffman, Brett Hussey, Randy Clark, Kenneth J. Clark. Thruster devices and methods of making thruster devices for use with thrust vector control systems.

Received 05.07.2019

Е. К. Магдін, Е. С. Дмитренко, Г. Е. Толочьянц,
М. С. Михайлов, В. В. Філіппов, В. В. Оглих

Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ ІМПУЛЬСНИХ ТВЕРДОПАЛИВНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ З МЕТАЛЕВИМИ КОРПУСАМИ ШЛЯХОМ ОБ'ЄДНАННЯ ЇХ У МОНОБЛОЧНИЙ ВІДСІК, ВИГОТОВЛЕННИЙ ІЗ ВИСОКОМІЦНОГО ПЛАСТИКУ

Роботу присвячено імпульсним твердопаливним ракетним двигунам, призначеним для керування польотом аеродинамічних і космічних об'єктів. Керування польотом аеродинамічних і космічних об'єктів може здійсню-

ватися за допомогою твердопаливних ракетних двигунів із спеціальними пристроями, що дозволяють змінювати напрямок вектора тяги (поворотні сопла, газові рулі та ін.). Однак ці пристрої не завжди дозволяють забезпечити необхідну динаміку зміни вектора тяги. Тому процес управління польотом може відбуватись за рахунок застосування набору малогабаритних імпульсних твердопаливних ракетних двигунів, спрацьовуючих у потрібний момент часу і у потрібному напрямку.

Розглянуто конструкцію імпульсних твердопаливних ракетних двигунів з металевими корпусами, а також конструкцію, яка дозволяє об'єднати двигуни в загальний відсік, виготовлений із високоміцного пластику. При цьому такий перехід може дозволити зменшити масу двигунного відсіку, в основному за рахунок переходу від конструкції у вигляді окремих двигунів з металевими корпусами до конструкції, яка об'єднує їх у моноблочний відсік, виготовлений із високоміцного пластику методом адитивних технологій, а також за рахунок виключення із конструкції відсіку елементів кріплення кожного окремого імпульсного твердопаливного ракетного двигуна.

Приведено порівняльний аналіз і описано особливості конструкції імпульсних твердопаливних ракетних двигунів з металевими корпусами, а також конструкція, яка дозволяє об'єднати двигуни у моноблочний відсік, виготовлений із високоміцного пластику. Приведено результати розрахунку коефіцієнта запасу міцності конструкції корпусу імпульсних твердопаливних ракетних двигунів у загальному відсіку, виготовленому методом адитивних технологій, а також порівняльні вагові характеристики, які дозволяють оцінити доцільність переходу до конструкції імпульсних твердопаливних ракетних двигунів у загальному відсіку, виготовленому методом адитивних технологій.

Ключові слова: моноблочний відсік, імпульсний двигун.

*E. Mahdin, Y. Dmytrenko, H. Tolochyants,
M. Mikhaylov, V. Filippov, V. Ohlikh*

Yuzhnoye State Design Office named after M. K. Yangel,
Dnipro, Ukraine

OPTIMIZATION OF THE DESIGN OF PULSE SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINES WITH METAL BODIES BY THEIR ASSOCIATION IN THE MONOBLOCK COMPARTMENT MADE OF HIGH-STRENGTH PLASTIC

The article concerns the pulse solid-propellant rocket engines intended for flight control of aerodynamic and space objects. Flight control of aerodynamic and space objects can be implemented by means of the solid-propellant rocket engines equipped with special devices, allowing changing a thrust vector direction (rotating nozzles, jet vanes, etc.). However, these devices do not always provide the necessary dynamics of thrust vector change. Therefore, the flight control procedure can occur through the application of a set of small-size pulse solid-propellant rocket engines firing at the right time and in the demanded direction.

We consider the design of pulse solid-propellant rocket engines with metal bodies, as well as a design that allows integration of engines into the monoblock compartment made of high-strength plastic using additive technologies. The substitution of the set of separate engines with metal bodies by the monoblock of integrated engines and elimination of each engine mounting elements should provide the reduction of the weight of a propulsion compartment.

The comparative analysis is given, and the design features of pulse solid-propellant rocket engines with metal bodies are described along with a design that allows them to be integrated into the monoblock compartment made of high-strength plastic. The results of calculating the safety factor of the pulse solid-propellant rocket engine body in the joint compartment are presented along with comparative weight characteristics, which can be used for the assessment of the advisability of design change to monoblock one.

Keywords: monoblock compartment, pulsed thruster.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.039>

УДК 528.88

М. А. Попов, В. И. Лялько, С. А. Станкевич

Научный центр аэрокосмических исследований Земли
Института геологических наук Национальной академии наук
Украины, Киев, Украина

НАЦИОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ: ПОИСК РАЦИОНАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ

В статье анализируются мировые тенденции современного дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Основной мировой тенденцией ДЗЗ является всестороннее информационное обеспечение реализации концепции устойчивого развития ООН. Это реализуется путём организации дистанционного мониторинга ряда обязательных и специфических показателей устойчивого развития территорий на национальном, региональном и глобальном уровнях. На основе проведённого анализа предлагаются и обосновываются направления развития ДЗЗ, приоритетные для Украины. К целям развития национальной системы ДЗЗ Украины следует отнести удовлетворение информационных потребностей отечественной промышленности, сельского хозяйства, бизнеса, науки и государственного строительства, включая укрепление обороноспособности. Определены основные сферы украинской экономики и деятельности государства, в которых применение спутниковой информации будет наиболее эффективным. К ним отнесены сельское хозяйство и природные ресурсы, экология, а также национальная оборона. Рассмотрены требования к спутниковой информации, специфические для каждой из указанных сфер. Отдельно освещены вопросы калибровки съёмочной аппаратуры, сертификации разрабатываемых методов и технологий с использованием создаваемого отечественного наземного полигона ДЗЗ.

Изложено новое видение формирования перспективной украинской спутниковой группировки ДЗЗ, которое целесообразно осуществлять по пространственно-иерархическому принципу. Затрагивается вопрос состава бортовой нагрузки перспективных отечественных спутниковых систем ДЗЗ. В частности, мировая проблема недостатка инфракрасных спутниковых изображений среднего разрешения может быть смягчена включением в состав бортовой съёмочной аппаратуры ДЗЗ перспективных украинских спутниковых систем инфракрасного спектрорадиометра с субпиксельной регистрацией и обработкой изображений для повышения их разрешения. Описан имеющийся в Украине задел в данной области.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, национальная система ДЗЗ, стратегия развития, международная кооперация в наблюдении Земли, национальные приоритеты ДЗЗ, бортовая нагрузка спутников ДЗЗ.

ВСТУПЛЕНИЕ

Украина входит в число стран, которые осуществляют разнообразную космическую деятельность, и одним из её компонентов является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). Нашей страной создано и запущено несколько спутников ДЗЗ, украинские учёные и специалисты разрабатывают новые методики и техноло-

гии решения тематических задач, в том числе в рамках международных проектов.

Однако достигнутые результаты ещё не полностью отвечают имеющемуся научному и научно-техническому потенциалам, поэтому весьма актуальным является вопрос выбора или корректировки стратегии дальнейшего развития отечественной системы ДЗЗ.

В современных условиях конкуренция в космической деятельности, в частности в ДЗЗ, уси-

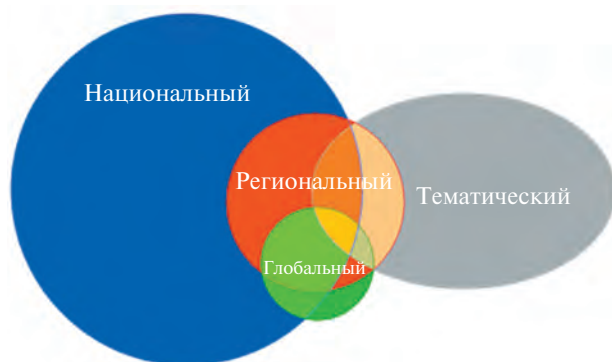


Рис. 1. Виды мониторинга показателей устойчивого развития

ливаются, многие государства и компании предлагают свои услуги в решении тематических задач ДЗЗ. Украина должна найти свою «экологическую нишу» ДЗЗ не только в интересах национального развития, но и для равноправного и эффективного включения в международную кооперацию. Для этого есть все основания, необходимо только проанализировать и выявить перспективные направления приложения усилий в области ДЗЗ с учётом как сложившейся в мире ситуации, так и имеющихся научных, технических и информационных наработок.

ТЕНДЕНЦИИ СОВРЕМЕННОГО МИРОВОГО ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Как известно, в сентябре 2015 года на сессии Генеральной Ассамблеи Организации Объединённых Наций (ООН) странами-участницами была принята парадигма устойчивого развития мирового сообщества и сформулированы соответствующие цели (Sustainable Development Goals — SDG) и задания на период до 2030 года [6]. Цели носят глобальный характер, а их достижение основывается на результатах, получаемых отдельно каждой страной-участницей в ходе выполнения заданий, при этом она свободна в выборе пути достижения устойчивого развития и имеет возможность на этом пути решать наиболее актуальные и важные для неё задачи.

Обязательным элементом плана реализации концепции устойчивого развития является текущий контроль успешности выполнения сформулированных ООН задач. Для этого опреде-

ляются специальные показатели (их количество может быть более сотни), часть из которых является мандатными (т. е. входят в список обязательной отчетности на уровне всего сообщества), а часть показателей выбирается исходя из особенностей и специфических проблем данной страны и в основном используется на национальном уровне [3]. Каждая страна имеет возможность самостоятельно определять природу показателей, их характеристики, сроки и методы сбора данных и показателей в соответствии с национальными приоритетами и потребностями.

Примерами таких показателей могут служить оценки состояния земельных, лесных и водных ресурсов, урожайность сельскохозяйственных культур, показатели поиска и добычи полезных ископаемых, уровень загрязнённости атмосферы, техногенные нагрузки на природную среду, состояние дорожной инфраструктуры и др. При этом ко всем показателям предъявляются требования однозначности, достоверности, возможности сопоставления, строгого соответствия международным стандартам.

Показатели рассчитываются на основе данных, которые, в зависимости от физического содержания показателя, могут собираться разными способами и с помощью различных средств [3]. Мониторинг необходимых данных может выполняться на национальном, региональном и глобальном уровнях (рис. 1).

Национальный мониторинг является наиболее важным уровнем мониторинга и опирается на существующие в данной стране ведомственные и межведомственные системы сбора и анализа данных, государственные организации, акционерные, private и другие компании, работающие в соответствующей сфере деятельности.

Региональный мониторинг производится силами нескольких соседних стран и дает возможность получать согласованные экспертные оценки относительно функционирования и перспективных направлений дальнейшего развития общей инфраструктуры природных, урбанизированных, водных и других комплексов, расположенных на территориях этих стран.

Предметом глобального мониторинга являются показатели, которые несут в себе информа-

цию о текущем состоянии объектов планетарных пространственных размеров, например океанов, морей, отдельных материков и Земли в целом. Благодаря такой информации можно осуществлять координированную поддержку стратегий управления подобными объектами, определять, какие страны или регионы нуждаются в наибольшей помощи, и решать другие подобные задачи.

Прогресс в достижении устойчивого развития в значительной степени зависит от успехов в таких ключевых сферах человеческой деятельности, как сельское хозяйство, промышленность, энергетика, образование, подготовка кадров и др. В связи с этим, наряду с перечисленными выше применяемыми видами мониторинга, отдельными странами или группами стран может также выполняться тематический мониторинг (см. рис. 1), ориентированный на получение показателей текущего состояния в соответствующей сфере деятельности.

Справедливо считается, что одним из наиболее эффективных средств получения данных, на базе которых строятся оценки показателей устойчивого развития, являются системы и технологии дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [10, 26]. К числу таких систем относятся, в первую очередь, система наблюдения Земли «Copernicus» и «система систем» наблюдения за планетой Земля GEOSS (Global Earth Observation System of Systems).

«Copernicus» — европейская система мониторинга окружающей среды, включающая группировку спутников «Sentinel» [26]. Орбитальная группировка «Sentinel» начала создаваться в 2014 году, в 2020 году в ней будет не менее десяти космических аппаратов с различными видовыми техническими средствами для формирования оптических многоспектральных и радиолокационных многополяризационных изображений земной поверхности разного пространственного разрешения (в основном — от 10 до 300 м на местности). Получаемая спутниками «Sentinel» информация предназначена для использования в мониторинге состояния земель, исследовании состава атмосферы, наблюдении пограничных территорий, в морских исследованиях, кризис-

ных ситуациях, в задачах изучения климатических изменений и др. Проект «Sentinel» финансируется Евросоюзом, общие затраты на период до 2027 года оцениваются в 5.8—7.0 млрд евро.

Система «Copernicus» зачастую рассматривается как европейская составляющая глобальной системы наблюдения за планетой Земля GEOSS [<https://www.earthobservations.org/activity.php?id=145>].

GEOSS представляет собой интегрированную систему, включающую множество независимых функционирующих подсистем, связанных, однако, в интересах решения общих задач [4]. Такими задачами являются прогноз погоды, мониторинг климатических изменений, контроль энергетических, водных, земельных ресурсов, изучение биоразнообразия, исследование последствий природных бедствий, управление сельским хозяйством и др. Подсистемы создаются и эксплуатируются разными странами, в их работе используется как спутниковая, так и наземная информация.

Начало создания системы GEOSS датируется 2005 годом, и с тех пор получено много важных прикладных результатов, включая разработку принципиально новых технологий ДЗЗ на основе самых современных моделей гео- и экосистем, создание информационных сервисов, адаптированных к потребностям конечного пользователя, и др.

Одна из задач системы GEOSS в ближайшей перспективе — обеспечить мониторинг показателей устойчивого развития SDG. Предполагается таким путем оперативно получать текущую информацию о ста глобальных показателях SDG, а также дополнительно отслеживать национальные показатели, которые в совокупности отображают весь спектр показателей SDG, связанных с окружающей средой [26].

Таким образом, в современном мире различные страны объединяют свои усилия и успешно создают коллективные системы наблюдения Земли, которые помогают, в частности, в решении такой актуальной и жизненно важной для человечества задачи, как переход к устойчивому развитию. Но, к сожалению, Украина пока не нашла своего достойного места в междуна-

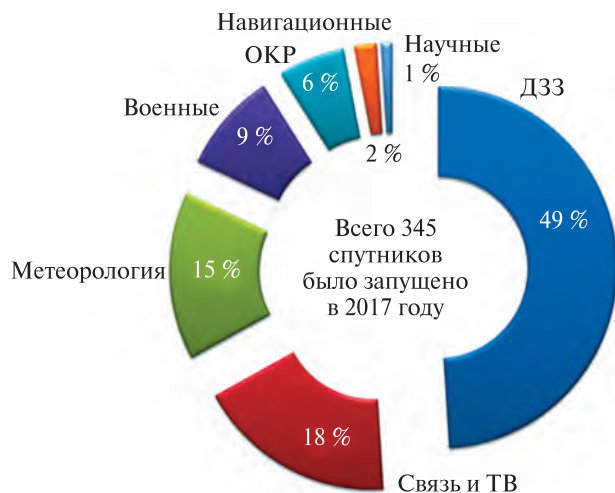


Рис. 2. Распределение запущенных в течение 2017 года спутников по их функциональному предназначению

родном космическом сообществе. Изначально, после получения независимости, наша страна имела хороший научно-технический и производственный потенциал в космической отрасли. Этот потенциал позволял Украине в 1990-е годы входить в пятёрку стран, которые имели полный цикл производства ракет-носителей спутниковой аппаратуры.

В последующие годы было выведено на орбиту несколько украинских спутников ДЗЗ, рядом организаций (это Научный центр аэрокосмических исследований Земли, Государственный научно-производственный центр «Природа», Центр радиофизического зондирования Земли, Морской гидрофизический институт, Государственное предприятие «Днепрокосмос», Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины) разрабатывались новые методики решения тематических задач ДЗЗ, и некоторые из них нашли практическое применение. Однако нужно признать, что в целом за все годы каких-либо серьёзных успехов в украинской космонавтике достигнуто не было, а принимаемые в стране каждые пять лет национальные целевые космические программы хронически невыполнялись.

Но мировая космическая отрасль активно развивается: среднегодовой экономической рост в

последние 15 лет здесь составляет около 7 %, а по некоторым направлениям, в частности ДЗЗ, — 10—12 % [1]. На данное время полным циклом производства и запуска космических аппаратов обладают уже не пять, как это было в 1990-е годы, а 13 стран. Многие страны еще 20 лет тому назад вообще не интересовались космосом и его возможностями, сегодня имеют национальные спутники и даже группировки орбитальных космических аппаратов (таких стран насчитывается более 60).

В 2017 году количество спутников, запущенных разными странами в интересах наблюдения Земли, составило 49 % от общего количества запущенных спутников (рис. 2) [1]. В последние годы активно идёт процесс создания на орбите группировок, состоящих из десятков и даже сотен микро- и наноспутников («Skybox», «Dove» и др.), что уже дало возможность полного ежесуточного обновления данных о состоянии всей земной поверхности и природной среды.

Космические средства с такими возможностями являются одним из инструментальных рычагов, обеспечивающих переход общества и мировой экономики к новому технологическому укладу, в котором важную роль играют геоиндустрия, интеллектуальные информационные сервисы, технологии обработки больших объемов данных (Big Data), глобальные высокоскоростные телекоммуникации [26]. Поэтому одна из актуальных задач украинской космической отрасли — преодолеть имеющееся отставание от развитых стран в области дистанционных исследований и выйти на эффективную траекторию развития отечественного ДЗЗ.

Для Украины главной целью является создание космических средств, объединённых в национальную систему ДЗЗ, продукты деятельности которой максимально отвечают информационным запросам отечественной промышленности, сельского хозяйства, науки и бизнеса, а также способствуют укреплению обороноспособности страны. Стратегическим вопросом является также конкурентоспособность национальной системы ДЗЗ при информационном обеспечении глобальных и региональных задач в рамках парадигмы устойчивого развития.

Безусловно, стратегия развития отечественного ДЗЗ должна базироваться на имеющемся научно-техническом и производственном потенциале страны, международном опыте создания систем ДЗЗ и реализации крупных научно-технических программ и вместе с тем учитывать возможности и ресурсные ограничения отечественной экономики и промышленности. Анализ показывает, что лишь три страны в мире, это — США, КНР и РФ — присутствуют практически во всех секторах космонавтики, и в том числе в области наблюдения Земли. Достаточно сказать, что количество спутников, запущенных США за весь период космонавтики, составляет около 900, запущенных Китаем — порядка 300 и Россией — около 170. Суммарно это составляет до четверти всех запущенных в мире спутников.

Отметим, что в последнее десятилетие Китай активно наращивает свою космическую группировку; в 2018 г. эта страна вывела на орбиту 37 космических аппаратов, опередив по количеству запусков и США (34 запусков), и РФ (18 запусков). Такие достижения, безусловно, невозможны без значительных финансовых вложений: годовой бюджет Национального управления по аэронавтике и космосу США (NASA) составляет порядка 20—21 млрд долларов, а бюджеты Китая и России на космические исследования в 2018 г. оцениваются в сумму примерно 3 млрд долларов.

Другие страны тратят на космические исследования и разработки значительно меньшие суммы и, соответственно, их активность в космосе ниже. Что касается европейских стран, то во многих случаях они имеют возможность при реализации своих космических проектов опираться на финансовую поддержку Европейского космического агентства (ESA) с его годовым бюджетом порядка 5.5—6.0 млрд евро (заметим, что в этом бюджете на наблюдение Земли отводится обычно порядка 1.5 млрд евро). Так, Польша, выполняя в рамках Национальной космической программы на 2017—2021 гг. проект Earth Observation Envelope Programme стоимостью 9.7 млн евро, получает от ESA на его реализацию около 3.0 млн евро [5]. Украина, имеющая с 2015 года соглашение об ассоциации с Евросоюзом и участвующая в крупнейшей европейской иссле-

довательской программе «Horizon-2020», также имеет право на финансовую поддержку Евросоюза при создании новых систем ДЗЗ.

ПРИОРИТЕТЫ В ДИСТАНЦИОННОМ ЗОНДИРОВАНИИ ЗЕМЛИ ДЛЯ УКРАИНЫ

Процесс создания национальной системы ДЗЗ должен начинаться с определения сфер жизнедеятельности государства и общества, в которых спутниковая информация наиболее востребована и может приносить наибольший эффект. Безусловно, составление и обоснование перечня таких сфер — сложная задача, решение которой в общем случае требует проведения большого объема технико-экономических, финансовых и других расчетов, знания и прогнозирования конъюнктуры международных рынков и т. д. Однако возможен и другой путь, а именно — обращение к методу экспертных оценок. Проведенный экспертами анализ показывает, что спутниковая информация наиболее востребована в Украине в таких сферах:

- сельское хозяйство и природные ресурсы,
- экология,
- оборона.

Сельское хозяйство и природные ресурсы.

Аграрный сектор формирует 14 % валового внутреннего продукта Украины и дает более 40 % валютной выручки. В стране функционирует целый ряд крупных агрохолдингов, развиваются фермерские хозяйства.

Производители сельскохозяйственной продукции сталкиваются с необходимостью решать такие задачи, как оценка посевных площадей, контроль всходов, определение влажности почв, прогнозирование урожайности основных сельскохозяйственных культур и др.

На территории нашей страны известно около 20 тысяч месторождений и больше 100 видов проявлений полезных ископаемых. По потенциальной стоимости подтвержденных извлекаемых запасов Украина занимает 12 место в мире (2.2 % потенциальной стоимости мировых запасов). Украина располагает большим количеством месторождений железных и марганцевых руд, запасами угля, нефти и газа. Мировой опыт свидетельствует, что для поиска и разведки ме-

сторождений полезных ископаемых все шире используют аэрокосмические методы [23].

Экология. Уровень загрязнения окружающей среды в Украине — один из самых высоких в Европе; тем не менее исследования ключевых экологических показателей — чистоты воздуха, качества питьевой воды, загрязнённости грунтов и т. д. проводятся только эпизодически. На исправление создавшейся ситуации направлен принятый в феврале 2019 г. Верховной Радой Украины закон «Об основных принципах (стратегии) государственной экологической политики Украины на период до 2030 года». Для реализации новой политики в области экологии в настоящее время разрабатывается Национальный план действий, предусматривающий мониторинг ключевых индикативных показателей окружающей среды, таких как уровни загрязнения воды и атмосферного воздуха, площади земель природно-заповедного фонда, состояние лесов, объёмы твердых бытовых отходов, экологические риски, климатические изменения и др. Важное место в таком мониторинге отводится методам ДЗЗ.

Оборона. Спутниковая информация позволяет решать широкий спектр задач относительно намерений и действий возможного агрессора — от наблюдения за процессом реализации его стратегических планов до выявления оперативно-тактических и тактических целей. Подобные задачи чрезвычайно актуальны для Украины, однако до сегодняшнего дня наша страна не имеет собственных спутников, которые обеспечивали бы военных потребителей видовой информацией требуемого пространственного разрешения.

Необходимо учитывать, что каждая сфера жизнедеятельности диктует свои специфические требования к качеству и оперативности необходимых спутниковых материалов, номенклатуре и содержанию информационных продуктов на их основе. И разработка, и обоснование таких требований — достаточно сложный и не до конца решённый вопрос. В то же время усилиями ряда международных организаций и комитетов (International Organization for Standardization — ISO, Committee of Earth Observation Satellites — CEOS и др.) достигнут значительный прогресс в

стандартизации геопро пространственной, в том числе видовой спутниковой информации и способов её получения [2]. Международными стандартами определена совокупность форматов для представления изображений, установлены нормативные требования к качеству космических снимков (ISO-19113, ISO-19114, ISO-19138 и др.), согласованы уровни обработки изображений и их содержательное описание, стандартизованы метаданные (ISO-19115 и др.), создан классификатор бортовых сенсоров (ISO-19130, ISO-57 2003) и т. д.

Нужно отметить, что в Украине по инициативе Государственного космического агентства в начале 2000-х годов была начата работа по стандартизации в области ДЗЗ, в частности были разработаны и приняты три государственных стандарта, а именно:

- ДСТУ 4220:2003. Дистанційне зондування Землі з космосу. Терміни та визначення понять;
- ДСТУ 4758:2007. Дистанційне зондування Землі з космосу. Оброблення даних. Терміни та визначення понять;
- ДСТУ 7894:2015. Дистанційне зондування Землі з космосу. Методика оброблення даних. Порядок розроблення.

Однако дальнейшая работа по созданию отечественных стандартов в области ДЗЗ была остановлена по причине отсутствия финансирования. Между тем для выхода со своей космической продукцией на международный рынок Украине важно иметь стандартизованные методики калибровки различных видов бортовой съёмочной аппаратуры, процедуры сертификации методов и технологий решения тематических задач и пр.

Но калибровка съёмочной аппаратуры, сертификация разрабатываемых методов и технологий, их совершенствование невозможны без проведения наземных исследований и заверок. Поэтому одна из задач, требующих решения в самом ближайшем будущем — это создание отечественного полигона ДЗЗ, в составе которого должны быть научно-методические и информационно-измерительные средства для:

- проведения оценок пространственного разрешения бортовой аппаратуры;

- выполнение радиометрической калибровки бортовой аппаратуры и формирование информационных продуктов хотя бы первого уровня обработки;

- получения полевых (наземных) данных о реальных физических параметрах земной поверхности (в частности, распределений температур земных покровов, влажности почвы и её химического состава) и характеристиках растительности;

- создания и ведения баз спектральных данных (спектральных библиотек) природных объектов и др.

Такой полигон должен создаваться с учетом рекомендаций Международного комитета по спутникам наблюдения Земли (CEOS) и с перспективой вхождения в международную сеть калибровочно-валидационных полигонов ДЗЗ.

Тематические задачи перечисленных выше приоритетных для Украины сфер ДЗЗ имеют очень широкие диапазоны требований к пространственным и временным параметрам съёмки [12], которые невозможно выполнить при помощи некой единственной универсальной спутниковой системы. Особенно это проявляется в задачах, требующих оперативного просмотра больших территорий, часто — всей территории Украины, иногда — вместе с сопредельными территориями. В этом случае задача, как правило, невыполнима даже при наличии достаточно крупной спутниковой группировки однотипных аппаратов. Отсюда вытекает необходимость формирования пространственно-иерархической, возможно — виртуальной группировки, схема применения которой приведена на рис. 3 [8].

Пространственная иерархия ДЗЗ позволяет, путем последовательных съёмок разного разрешения — от низкого до сверхвысокого с соответственно уменьшающимся пространственным охватом, оптимизировать распределение имеющегося иконического ресурса по тематическим задачам. В частности, системы высокого (5...0.5 м на местности) и тем более сверхвысокого (лучше 0.5 м) пространственного разрешения практически неспособны покрыть национальную территорию за приемлемое время, и их следует применять пространственно-ограниченно,



Рис. 3. Пространственно-иерархическая схема дистанционного зондирования больших территорий

с учётом информации, предварительно полученной от систем среднего (50...5 м на местности) пространственного разрешения.

К ВОПРОСУ БОРТОВОЙ НАГРУЗКИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Для получения спутниковых данных при оценке показателей устойчивого развития SDG и решении других тематических задач необходимы бортовые сенсоры, по своим техническим характеристикам максимально адекватные физическим условиям задачи. Благодаря значительным достижениям в современном приборостроении номенклатура таких сенсоров достаточно широка; на сегодня созданы сенсоры, работающие в различных спектральных диапазонах и обеспечивающие получение спутниковых изображений самого высокого качества.

Вместе с тем есть определённые проблемы с получением качественных спутниковых тепловых изображений местности, хотя такие изображения являются важным информационным источником при решении многочисленных практических задач. В работе [7] приведены примеры более 30 приложений для использования спутниковых тепловых изображений. Среди них:

- выявление пожаров и пожароопасных ситуаций [17, 24],
- поиск полезных ископаемых [23, 25],

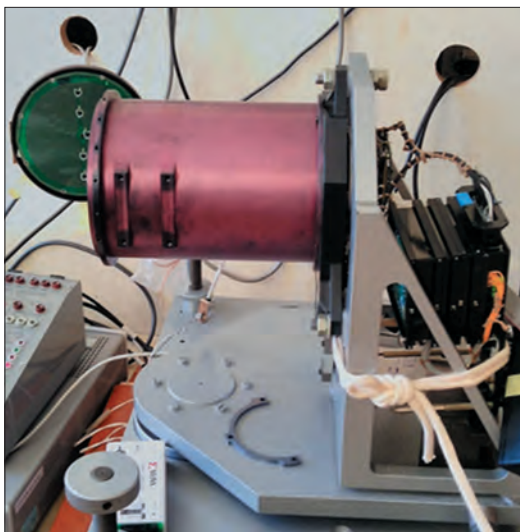


Рис. 4. Инженерный образец спутникового инфракрасного спектро радиометра на испытательном стенде КП СПБ «Арсенал»

- оценка и прогнозирование климатических изменений [11, 21],
- отслеживание вулканической активности и оценка угроз [14, 15],

- исследование температурных режимов водоемов и других природных объектов [13, 27] и т. д.

В этой связи представляется весьма перспективным включение в состав бортовой нагрузки отечественных спутников ДЗЗ инфракрасного спектро радиометра. Работы по созданию инфракрасного спектро радиометра принципиально новой конструкции с использованием для приема излучения матричного микроболометрического приёмника уже несколько лет ведутся в творческом содружестве учеными и специалистами двух организаций — Казённого предприятия специального приборостроения «Арсенал» и Научного центра аэрокосмических исследований Земли Института геологических наук Национальной академии наук Украины [9, 20]. В конструкцию спектро радиометра заложен принцип субпиксельной регистрации и обработки кадров, что позволяет получать на выходе тепловые изображения повышенного пространственного разрешения (superresolution) [22]. Спектро радиометр имеет три рабочих спектральных диапазона в интервале длин волн от 8.5 до 13.5 мкм.

Использование матричного микроболометрического приёмника, не требующего охлаждения, дает возможности значительно уменьшить энергопотребление и улучшить массогабаритные характеристики прибора. Данная разработка защищена двумя патентами Украины [16, 19].

На данное время проведено научное обоснование возможности повышения пространственной разрешающей способности инфракрасных снимков, разработаны алгоритмы и программное обеспечение для субпиксельной обработки инфракрасных изображений, алгоритмы определения термодинамической температуры и зональных коэффициентов теплового излучения земной поверхности по инфракрасным изображениям.

Создан и проходит исследования инженерный образец инфракрасного спектро радиометра (рис. 4). Исследования показывают, что по радиометрическим характеристикам и пространственному разрешению спектро метр не уступает лучшим современным системам подобного предназначения (MODIS, «ChubuSat», TIRS).

Характеристики инженерного образца спектро радиометра [18]:

- тип фотоприёмника — микроболометрическая матрица 640×480 элементов размером 17 мкм;
- фокусное расстояние объектива — 112.8 мм;
- диафрагменное число — 1;
- количество рабочих спектральных диапазонов — 3 (10.5...11.5 мкм, 11.5...12.5 мкм, 8.0...13.5 мкм);
- количество одновременно обрабатываемых субпиксельно смещённых по двум осям изображений — 2;
- ожидаемое пространственное разрешение на местности — не хуже 73 м для орбиты высотой 668 ± 20 км и не хуже 53 м для орбиты высотой 490 ± 20 км.

Результаты проведенных исследований свидетельствуют о том, что использование субпиксельной обработки позволяет повысить пространственное разрешение инфракрасных снимков в 1.4—1.8 раза по сравнению с возможностями приёмной матрицы.

Таким образом, имеется реальная перспектива создать украинский спутниковый инфракрасный спектро радиометр с техническими характеристиками на уровне лучших мировых образцов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены вопросы создания конкурентоспособной на международном рынке национальной системы ДЗЗ при информационном обеспечении глобальных и национальных задач в рамках парадигмы устойчивого развития.

Проанализированы тенденции современного мирового ДЗЗ и на основе этого анализа предложено три приоритетных для Украины направления развития отечественного ДЗЗ:

- 1) сельское хозяйство и природные ресурсы,
- 2) экология,
- 3) оборона.

Приведены сведения о новом кадровом инфракрасном спектрорадиометре, разрабатываемым в Украине, который может стать частью бортовой нагрузки перспективных отечественных спутников ДЗЗ.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Багатоспектральні методи дистанційного зондування Землі в задачах природокористування*. За ред. В. І. Лялька, М. О. Попова. Київ: Наук. думка, 2006. 360 с.
2. 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.
3. Воробйов А. І., Голубов С. І. Можливість короткострокового прогнозу сильних землетрусів за матеріалами супутникових зйомок аномалій хмарності. *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2018. № 19. С. 4—11.
4. Воробйов А. І., Лялька В. І., Мельниченко Т. А., Подорван В. М. Прояви аномалій хмарності на супутникових зображеннях перед сильними землетрусами. *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2016. № 10. С. 21—25.
5. Ліщенко Л. П., Пазинич Н. В. Моніторинг стану торфовищ для виявлення пожежонебезпечних ділянок за допомогою дистанційних методів. *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2016. № 8. С. 29—39.
6. Лялька В. І., Лихолит Н. І., Попов М. А., Станкевич С. А., Тягур В. М., Добровольська Е. В. *Целостная технология получения изображений повышенного пространственного разрешения от перспективного спутникового инфракрасного спектрорадиометра*. Тез. докладов 16-й Украинской конференции по космическим исследованиям. Одесса: ИКИ НАН и ГКА Украины, 2016. С. 225—226.
7. Лялька В. І., Попов М. О., Станкевич С. А., Шкляр С. В., Подорван В. М., Лихоліт М. І., Тягур В. М., Добровольська К. В. Фізична модель інфрачервоного спектрорадіометра з підвищенням просторової розрізненості за допомогою субпіксельної обробки зображень. *Наука та інновації*. 2015. Т. 11, № 6. С. 16—28.
8. *Парниковий ефект і зміни клімату в Україні: оцінки та наслідки*. За ред. В. І. Лялька. Київ: Наук. думка, 2015. 283 с.
9. *Патент України на винахід № 109181 С2* від 25.04.2015 р. Лихоліт М. І., Лялька В. І., Попов М. О., Станкевич С. А., Тягур В. М., Харитоненко К. В. Спосіб підвищення просторової розрізненості при дистанційній зйомці з використанням субпіксельної реєстрації зображень та пристрій для його здійснення.
10. *Патент України на винахід № 117909 С2* від 25.10.2018 р. Лялька В. І., Лихоліт М. І., Попов М. О., Станкевич С. А., Тягур В. М., Добровольська К. В. Інфрачервоний матричний знімальний спектрорадіометр субпіксельної розрізненості
11. Попов М. А., Станкевич С. А., Шкляр С. В. Алгоритм підвищення розрешення субпіксельно зміщених зображень. *Математичні машини та системи*. 2015. № 1. С. 29—36.
12. *Спутниковые методы поиска полезных ископаемых*. Под ред. В. И. Лялька, М. А. Попова. Киев: Карбон, 2012. 436 с.
13. Стыценко Ф. В., Барталев С. А., Егоров В. А., Лупян Е. А. Метод оценки степени повреждения лесов пожарами на основе спутниковых данных MODIS. *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2013. 10, № 1. С. 254—266.
14. *Сучасні методи дистанційного пошуку корисних копалин*. За ред. В. І. Лялька, М. О. Попова. Київ: НАН України, 2017. 221 с. (Електронне видання).
15. Федоров О. П. *О космической деятельности: Подходы к разработке стратегии. Why Space for Ukraine?* Київ: Наук. думка, 2019. 200 с.
16. Янцевиц О. О., Воробйов А. І., Гейхман А. М. Оцінка природи температурних аномалій на космознімках Чорного моря. *Укр. журн. дистанційного зондування Землі*. 2016. № 9. С. 36—39.
17. De Concini A., Toth J. The future of the European space sector: How to leverage Europe's technological leadership and boost investments for space ventures / European Commission by Innovation Finance Advisory in collaboration with the European Investment Advisory Hub, part of the European Investment Bank's advisory services. 2019. 362 p.
18. *Handbook of geographic information*. W. Krasse, D. M. Danko (Eds). Berlin: Springer-Verlag, 2012. 1120 p.
19. Indicators and a monitoring framework for the sustainable development goals. Launching a data revolution for the SDGs / A report by the Leadership Council of the sustain-

- able development solutions network revised working draft (version 7), 2015. URL: <http://unsdsn.org/wp-content/uploads/2015/05/Final-SDSN-Indicator-Report-Web.pdf> (дата обращения 27.05.2019).
20. Koike T., Onodab M., Cripe D., Achache J. The Global Earth Observation System of Systems (GEOSS): Supporting the needs of decision making in societal benefit areas. *International Archives of the Photogrammetry. Remote Sensing and Spatial Information Science*. 2010. **38**, part 8. P. 164—169.
 21. Lyalko V. I., Popov M. A., Stankevich S. A., Shklyar S. V., Podorvan V. N., Likholt N. I., Tiagur V. M., Dobrovolska C. V. Prototype of satellite infrared spectroradiometer with superresolution. *J. Information, Control and Management Systems*. 2014. **12**, No. 2. P. 153—164.
 22. Polish Space Agency eyes \$420M program to develop satellites, space R&D. Space News, March 6, 2018. URL: <https://spacenews.com/polish-space-agency-eyes-420m-program-to-develop-satellites-space-rd/> (дата обращения 27.05.2019).
 23. Resolution adopted by the General Assembly on 25 September 2015. 70/1. Transforming our world: the 2030 agenda for sustainable development. 35 p.
 24. Simmons A., Fellous J., Ramaswamy V. et al. Observation and integrated Earth-system science: a roadmap for 2016—2025. *Advances in Space Research*. 2016. **57**, No. 10. P. 2037—2103.
 25. Sobrino J. A., Del Frate F., Drusch M., Jimenez-Munoz J. C., Manunta P., Regan A. Review of thermal infrared applications and requirements for future high-resolution sensors. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 2016. **54**, No. 5. P. 2963—2972.
 26. Stankevich S. A., Dugin S. S., Gerda M. I. Spectral features handling for compact targets detection in satellite images. *Theses of the 7th International Conference “Space Technologies: Present and Future”*. Dnieper: Yuzhnoye State Design Office, 2019. P. 180—181.
 27. Voogt J. A., Oke T. R. Thermal remote sensing of urban climates. *Remote Sensing of Environment*. 2003. **86**, No. 3. P. 370—384.
 4. Vorobiev A. I., Lyalko V. I., Melnichenko T. A., Podorvan V. M. (2016). Displays of clouds anomalies on the satellite images before strong earthquakes. *Ukrainian Journal of Remote Sensing*, **10**, 21—25 [in Ukrainian].
 5. Lischenko L. P., Pazynych N. V. (2016). Monitoring of peat bogs areas to identify fire hazards by remote sensing. *Ukrainian Journal of Remote Sensing*, **8**, 29—39 [in Ukrainian].
 6. Lyalko V. I., Likholt N. I., Popov M. A., Stankevich S. A., Tiagur V. M., Dobrovolska E. V. (2016). *Integrated technique for enhanced spatial resolution images acquisition from future satellite infrared spectroradiometer*. Theses of the 16th Ukrainian Conference on Space Research. Odessa: SRI NAS and SSA of Ukraine, 225—226 [in Russian].
 7. Lyalko V. I., Popov M. O., Stankevich S. A., Shklyar S. V., Podorvan V. M., Lykholit M. I., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. (2015). Physical simulator of infrared spectroradiometer with spatial resolution enhancement using subpixel image registration and processing. *Science and Innovation*, **11**(6), 16—28 [in Ukrainian].
 8. Lyalko V. I. (Ed.). (2015). *Greenhouse effect and climate changes in Ukraine: assessments and consequences*. Kiev: Nauk. Dumka. 283 p. [in Ukrainian].
 9. *Patent of Ukraine No 109181 C2*, 25.04.2015. Lykholit M. I., Lyalko V. I., Popov M. O., Stankevich S. A., Tiagur V. M., Kharytonenko K. V. Method and system for image resolution enhancement using subpixel shifts [in Ukrainian].
 10. *Patent of Ukraine No 117909 C2*, 25.10.2018. Lyalko V. I., Lykholit M. I., Popov M. O., Stankevich S. A., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. Infrared imaging spectroradiometer with super-resolution [in Ukrainian].
 11. Popov M. A., Stankevich S. A., Shklyar S. V. (2015). An algorithm for resolution enhancement of subpixel displaced images. *Mathematical Machines and Systems*, **1**, 29—36 [in Russian].
 12. Lylako V. I., Popov M. A. (Eds.). (2012). *Satellite methods for minerals prospecting*: Kiev: Carbon. 436 p. [in Russian].
 13. Stytsenko F. V., Bartalev S. A., Egorov V. A., Luopian E. A. (2013). Post-fire forest tree mortality assessment method using MODIS satellite data. *Current Problems in Remote Sensing of the Earth from Space*, **10**(1), 254—266 [in Russian].
 14. Lylako V. I., Popov M. O. (Eds.). (2017). Novel remote sensing methods for minerals prospecting. Kiev: NAS of Ukraine, 221 p. [in Ukrainian].
 15. Fedorov O. P. (2019). On space activities: approaches to strategy development. Why space for Ukraine? Kiev: Nauk. Dumka, 200 p. [in Russian].
 16. Yanzevich O. O., Vorobiev A. I., Geykhman A. M. (2016). An estimation of nature of temperature anomalies on the space images of the Black Sea, *Ukrainian Journal of Remote Sensing*, **9**, 36—39 [in Ukrainian].

Стаття надійшла до редакції 01.07.2019

REFERENCES

1. Lyalko V. I., Popov M. O. (Eds.). (2006). *Multispectral remote sensing in nature management*. Kiev: Nauk. Dumka. 360 p. [in Ukrainian].
2. Vyshnevskiy V. I., Shevchuk S. A. (2016). Evaluation of status of Kyiv water bodies using remote sensing data. *Ukrainian Journal of Remote Sensing*, **11**, 9—14 [in Ukrainian].
3. Vorobiev A. I., Golubov S. I. (2018). A possibility of the short-term strong earthquakes forecasting on materials of cloudiness anomalies satellite surveys. *Ukrainian Journal of Remote Sensing*, **19**, 4—11 [in Ukrainian].

17. De Concini A., Toth J. (2019). The future of the European space sector: how to leverage Europe's technological leadership and boost investments for space ventures. *European Commission by Innovation Finance Advisory in collaboration with the European Investment Advisory Hub, part of the European Investment Bank's advisory services*. 362 p.
18. Krasse W., Danko D. M. (Eds.) (2012). *Handbook of geographic information*. Berlin: Springer-Verlag.
19. Indicators and a monitoring framework for the sustainable development goals. Launching a data revolution for the SDGs. *A report by the Leadership Council of the sustainable development solutions network revised working draft, version 7*, (2015). URL: <http://unsdsn.org/wp-content/uploads/2015/05/Final-SDSN-Indicator-Report-Web.pdf> (Last accessed 01.07.2019).
20. Koike T., Onodab M., Cripe D., Achache J. (2010). The Global Earth Observation System of Systems (GEOS): supporting the needs of decision making in societal benefit areas. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, **38** (8), 164—169.
21. Lyalko V. I., Popov M. A., Stankevich S. A., Shklayr S. V., Podorvan V. N., Likhohol N. I., Tiagur V. M., Dobrovol'ska C. V. (2014). Prototype of satellite infrared spectroradiometer with superresolution. *Journal of Information, Control and Management Systems*, **12**(2), 153—164.
22. Polish Space Agency eyes \$420M program to develop satellites, space R&D. *Space News*, March 6, (2018). URL: <https://spacenews.com/polish-space-agency-eyes-420m-program-to-develop-satellites-space-rd/> (Last accessed 01.07.2019).
23. Resolution adopted by the General Assembly on 25 September 2015. **70/1**. *Transforming our world: the 2030 agenda for sustainable development*, 35 p.
24. Simmons A., Fellous J., Ramaswamy V., et al. (2016). Observation and integrated Earth-system science: a roadmap for 2016—2025. *Advances in Space Research*, **57**(10), 2037—2103.
25. Sobrino J. A., Del Frate F., Drusch M., Jimenez-Munoz J. C., Manunta P., Regan A. (2016). Review of thermal infrared applications and requirements for future high-resolution sensors. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, **54**(5), 2963—2972.
26. Stankevich S. A., Dugin S. S., Gerda M. I. (2019). *Spectral features handling for compact targets detection in satellite images*. Theses of the 7th International Conference "Space Technologies: Present and Future". Dnieper: Yuzhnoye State Design Office, 180—181.
27. Voogt J. A., Oke T. R. (2003). Thermal remote sensing of urban climates. *Remote Sensing of Environment*, **86**(3), 370—384.

Received 01.07.2019

М. О. Попов, В. І. Лялько, С. А. Станкевич

Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі
Інституту геологічних наук
Національної академії наук України,
Київ, Україна

НАЦІОНАЛЬНА СИСТЕМА ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ: ПОШУК РАЦІОНАЛЬНИХ РІШЕНЬ

У статті аналізуються світові тенденції сучасного дистанційного зондування Землі (ДЗЗ). Основною світовою тенденцією ДЗЗ є усебічне інформаційне забезпечення реалізації концепції сталого розвитку ООН. Це реалізується шляхом організації дистанційного моніторингу низки обов'язкових і специфічних показників сталого розвитку територій на національному, регіональному та глобальному рівнях. На основі проведеного аналізу пропонуються та обґрунтовуються напрями розвитку ДЗЗ, пріоритетні для України. До цілей розвитку національної системи ДЗЗ України слід віднести задоволення інформаційних потреб вітчизняної промисловості, сільського господарства, бізнесу, науки і державного будівництва, включаючи зміцнення обороноздатності. Визначено основні сфери української економіки та діяльності держави, в яких застосування супутникової інформації буде найбільш ефективним. До них віднесено сільське господарство і природні ресурси, екологію, а також національну оборону. Розглянуто вимоги до супутникової інформації, специфічні для кожної з вказаних сфер. Окремо освітлено питання калібрування знімальної апаратури, сертифікації розроблюваних методів і технологій з використанням створюваного вітчизняного наземного полігону ДЗЗ.

Викладено нове бачення формування перспективного українського супутникового угруповання ДЗЗ, яке доцільно здійснювати за просторово-ієрархічним принципом. Обговорюються питання складу бортового навантаження перспективних вітчизняних супутникових систем ДЗЗ. Зокрема, світову проблему нестачі інфрачервоних супутникових зображень середньої розрізненності можна пом'якшити включенням до складу бортової знімальної апаратури ДЗЗ перспективних українських супутникових систем інфрачервоного спектродіометра із субпіксельною реєстрацією та обробкою зображень для підвищення їхньої розрізненності. Описано наявний в Україні доробок в цій галузі.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, національна система ДЗЗ, стратегія розвитку, міжнародна кооперація в спостереженні Землі, національні пріоритети ДЗЗ, бортове навантаження супутників ДЗЗ.

М. А. Попов, В. І. Лялько, С. А. Станкевич

Scientific Centre for Aerospace Research of the Earth,
IGS NAS of Ukraine, Kyiv, Ukraine

UKRAINIAN NATIONAL SYSTEM
FOR EARTH'S REMOTE SENSING:
LOOK FOR EFFICIENT SOLUTIONS

Worldwide trends in modern remote sensing of the Earth are analyzed in this paper. The main trend of remote sensing in the world is the comprehensive information support for the implementation of the UN's sustainable development concept. This is achieved by remote monitoring of a number of mandatory and specific indicators of the territories' sustainable development at national, regional, and global levels. The priority direction of the remote sensing progress in Ukraine is outlined and substantiated using such analysis outcomes. The goals of the development of the national remote sensing system of Ukraine should include meeting the information needs of the domestic industry, agriculture, business, science, and statecraft, including the defense potential strengthening. The primary domains of the Ukrainian economy and state activities are identified, in which the satellite information engage-

ment will be most efficient. Ones include agriculture and natural resources, environmental protection, as well as national defense. The requirements for satellite information specific to each of these domains are considered. The issues of imaging systems' calibration, developed methods, and technologies certification using the engineered domestic ground test site for remote sensing are highlighted separately.

A new vision for the formation of a future Ukrainian remote sensing satellite constellation is explicated, which is advisable to carry out under the spatial-hierarchical principle. The subject of on-board payload composition for future national remote sensing satellite systems is discussed. In particular, the known worldwide problem of the lack of medium-resolution thermal infrared satellite imagery can be mitigated by the implementation of the enhanced spatial resolution infrared spectroradiometer with subpixel image registration and processing into future Ukrainian remote sensing satellite systems. The experience in this area available in Ukraine is described.

Keywords: remote sensing of the Earth, the national remote sensing system, development strategy, international cooperation in Earth observation, national remote sensing priorities, on-board payload of remote sensing satellites.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.051>

УДК 528.88; 519.9; 004.932

Н. М. Куссуль¹, А. Ю. Шелестов^{1,2}, Б. Я. Яйлимов¹, Л. Л. Шуміло¹,
Г. О. Яйлимова³, М. С. Лавренюк^{1,2}, Л. М. Колос¹, Л. В. Підгородецька¹, Ю. В. Білоконська¹

¹ Інститут космічних досліджень Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Київ, Україна

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна

³ Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Київ, Україна

URBAN ATLAS ДЛЯ МІСТ УКРАЇНИ НА ОСНОВІ СУПУТНИКОВИХ ДАНИХ ВИСОКОГО РОЗРІЗНЕННЯ

Статтю присвячено розробці сучасної технології на основі відкритих даних, сумісної з сервісом Urban Atlas програми Copernicus. У рамках проекту програми H2020 ERA-PLANET SMURBS (SMart URBan Solutions for air quality, disasters and city growth) було розроблено міський атлас Києва, що став першим містом за межами ЄС, для якого створено такий продукт. Дана технологія базується на використанні безкоштовних супутникових даних спостережень Землі та класифікації земного покриву із використанням методів машинного навчання власної розробки та геостатистичного аналізу щільності забудови за векторною картою міста з відкритих джерел, зокрема даних OSM (Open Street Map). Особливостями запропонованого рішення є використання лише відкритих джерел даних і щорічне оновлення інформації про земний покрив / землекористування в місті. Надалі розроблену технологію можна буде застосувати і до інших міст.

Ключові слова: Urban Atlas, міський атлас, ріст міських агломерацій, супутниковий моніторинг, класифікація земного покриву.

СТАН ПРОБЛЕМИ ТА АКТУАЛЬНІСТЬ

Для вироблення ефективної політики управління ростом міських агломерацій, екологічного моніторингу, безпечної експлуатації інфраструктури, підвищення стандартів якості життя в Європейському Союзі протягом останніх десятиліть здійснюються різноманітні проекти з моніторингу міських територій.

Європейською комісією було реалізовано проект Європейський міський атлас (European Urban Atlas) [1], який є частиною локального

компонента сервісів моніторингу земель Copernicus. Він використовує супутникові зображення для створення точних карт земного покриву з високим просторовим розрізненням для більш ніж 300 великих міських зон та їхніх околиць (понад 100 000 жителів) на 2006 рік у державах-членах ЄС і для більш ніж 800 функціональних міських зон (ФМЗ) і їхніх околиць (понад 50 000 жителів) на 2012 рік. Для 2012 року було створено ще два додаткових шари:

1) шар вуличних дерев (Street Tree Layer) в обраних ФМЗ (в залежності від наявності та придатності супутникових знімків);

2) висота будівель для основних міських районів обраних міст.

© Н. М. КУССУЛЬ, А. Ю. ШЕЛЕСТОВ, Б. Я. ЯЙЛИМОВ,
Л. Л. ШУМІЛО, Г. О. ЯЙЛИМОВА, М. С. ЛАВРЕНЮК,
Л. М. КОЛОС, Л. В. ПІДГОРОДЕЦЬКА, Ю. В. БІЛОКОНСЬКА, 2019

Змінені шари було створено у 2012 р. для всіх ФМЗ, охоплених як в 2006 р., так і в 2012 р.

Необхідність відображення шару вуличних дерев пов'язана з тим, що зелена інфраструктура відіграє ключову роль в досягненні цілей політики ЄС у різних взаємопов'язаних екологічних сферах, зокрема сприяє адаптації до зміни клімату та пом'якшенню його наслідків, покращує здоров'я та якість життя, а також сприяє збереженню біорізноманіття. Серед екосистемних послуг, що надаються міськими зеленими насадженнями, — покращення температури, зменшення стоку дощової води і захист від повеней, зберігання вуглецю та контроль забруднення, а також естетичні та рекреаційні послуги [10].

Таким чином, міський атлас призначений для порівняння міст в різних частинах Європи, надає дані для здійснення аналізу транспортної інфраструктури, навколишнього середовища та землекористування. Геопросторові дані можуть бути завантажені разом з картою для кожної покритої ФМЗ разом зі звітом, що містить метадані для відповідної області інтересу. Легенда атласу охоплює міське землекористування, включаючи міську структуру низької щільності, і передбачає розрізнення, яке в 100 разів вище, ніж у покриття CORINE [2]. Більш високе розрізнення у поєднанні з геопросторовою векторною інформацією дозволяє проводити широкий спектр додаткових аналізів, таких як близькість зелених зон або залізничних станцій. Атлас дає точну картину розростання міст за рахунок приміських територій.

Номенклатура атласу 2012 р. включає 27 класів з мінімальною одиницею картографування (Minimum Mapping Unit) 0.25 та 1 га [19].

Європейський міський атлас головним чином базується на комбінації класифікації зображень і візуальної інтерпретації супутникових зображень з високим просторовим розрізненням. Як вхідні дані використовуються багатоспектральні зображення SPOT-5, SPOT-6 та «Formosat-2» з просторовим розрізненням від 2 до 2.5 м. Класи забудови об'єднуються з інформацією про ступінь ущільнення ґрунту, отриманою з шару непроникності високого розрізнення, для більш детального уявлення про щільність міської

структури. На останньому етапі підготовки продукт міського атласу доповнюється і збагачується функціональною інформацією (дорожня мережа, послуги, комунальні послуги тощо) з використанням допоміжних джерел даних, таких як місцеві карти міст або онлайнві картографічні сервіси.

На сьогоднішній день міський атлас охоплює міста 39 країн Європи і створення такого сервісу для міста Києва, а в подальшому — і для інших міст України, сприятиме не лише інтеграції України у міжнародне європейське співтовариство, а й дозволить забезпечити якісно новий рівень інформаційного забезпечення для моніторингу росту міських територій (структури, форми тощо) та навколишнього середовища (якості повітря) з унікальними характеристиками за масштабністю, повторюваністю і оперативністю, що на практиці зможуть використовувати як державні органи управління з метою прийняття обґрунтованих управлінських рішень, так і широка громадськість.

ВХІДНІ ДАНІ

Як вхідні дані пропонується використовувати безкоштовні і відкриті дані супутників «Sentinel-1/2» [12], призначені спеціально для оперативних потреб програми Copernicus, європейської програми спостереження Землі, яка розпочалася у 2014 р. Програма забезпечує формування величезної кількості даних, а також інформації про підсистеми Землі (земну поверхню, атмосферу, океани) і пов'язані з нею процеси (зміна клімату, надзвичайні ситуації та безпека).

На основі одного знімка неможливо отримати достовірну карту, оскільки оптичні та радарні дані мають свої недоліки. Оптичні знімки часто бувають захмареними, а радарні містять певну зашумленість. Тому як вхідні дані для класифікації пропонується використовувати часовий ряд даних, отриманих з вказаних двох супутників, що зменшує імовірність похибок:

- продукт «Sentinel-1» Level-1 Ground Range Detected (GRD) з просторовим розрізненням 20 × 22 м;
- продукт «Sentinel-2» Level-2 MultiSpectral Instrument (MSI), що містить червоний, зеле-

ний, синій і ближній ІЧ-діапазони з просторовим розрізненням 10 м.

Метадані продукту «Sentinel-1» Level-1 Ground Range Detected (GRD) наведено в табл. 1 [13], а метадані продукту «Sentinel-2» Level-2A MultiSpectral Instrument (MSI) — у табл. 2 [3].

В якості додаткових джерел даних пропонується використовувати дані супутника «Landsat-5», «Landsat-7», «Landsat-8» (просторове розрізнення 30 м).

Для ідентифікації об'єктів рослинного покриву / землекористування пропонується використовувати «Google Earth» [4] та оптичні супутникові дані «Sentinel-2». Для уточнення дорожньої мережі, даних землекористування, рослинного покриву, ідентифікації акваторій використовуються дані OSM [11].

МЕТОДОЛОГІЯ

Для вирішення завдання побудови міського атласу пропонується виконати такі етапи попередньої обробки даних.

1. Збір і попередня обробка супутникових та наземних даних. Для побудови карти класифікації використовувався часовий ряд як радарних («Sentinel-1»), так і оптичних («Sentinel-2») супутникових даних. Оскільки ці супутники ма-

ють різне просторове розрізнення та різну природу (фізику зйомки), вони потребують різної попередньої обробки. Для радарних даних виконуються такі кроки попередньої обробки: корекція координат по орбіті, видалення крайових шумів, радіометричне калібрування з приведенням сигналу до значень коефіцієнта зворотного розсіювання, фільтрація (методом Refined Lee з вікном 3×3), процедура Range-Doppler Terrain Correction з використанням заданої цифрової моделі рельєфу (SRTM 90 м) і збереження результатів у форматі GeoTIFF. Для оптичних даних виконуються такі кроки попередньої обробки: атмосферна корекція, маскування хмар, збереження результатів у форматі GeoTIFF. Обробка та аналіз супутникових даних проводяться у середовищі Sentinel Application Platform (SNAP) [18].

Ще одним, не менш важливим кроком для побудови карти земного покриву, є формування навчальної та тестової вибірки. Навчальна вибірка використовувалася для навчання нейромережевої моделі та побудови карти земного покриву, а тестова — для визначення достовірності отриманого результату. Одним із шляхів створення достовірної вибірки є проведення наземних досліджень. У випадку, якщо наземні дослідження неможливі, то вибірка формується шляхом фотоінтерпретації (наприклад, по ретроспективних

Таблиця 1. Метадані продукту «Sentinel-1»

Режим зйомки	Тип продукту	Клас розрізнення	Розрізнення дальність × азимут, м	Крок пікселя дальність × азимут, м	Кількість спостережень	Еквівалентна кількість незалежних спостережень
IW	GRD	HR	20 × 22	10 × 10	5 × 1	4.4

Примечание: IW — Interferometric Wide-swath mode, GRD — Ground Range Detected, HR — High Resolution

Таблиця 2. Метадані продукту «Sentinel-2»

Тип продукту	Клас розрізнення	Просторове розрізнення, м	Канали	Ширина зображення, км	Формат продукту
MSI	HR	10 × 10	B02 (490 нм) B03 (560 нм) B04 (665 нм) B08 (842 нм)	290	JPEG2000

Примечание: MSI — MultiSpectral Instrument, HR — High Resolution.

даних за попередні роки). Зібрані навчальні та тестові дані зберігаються у вигляді полігонів у векторному форматі.

2. Класифікація і побудова карти земного покриття. Наступним етапом є побудова карти земного покриття шляхом класифікації супутникових даних із використанням зібраних навчальних даних. На вхід класифікатора подаються супутникові дані після попередньої обробки та формування навчальної вибірки. Для класифікації пропонується застосовувати ансамбль нейронних мереж прямого поширення, який добре себе зарекомендував у дослідженнях при побудові карт земного покриття [5–9, 14, 15, 17]. Під час навчання нейронної мережі з використанням багатошарового перцептрона функція помилок крос-ентропії зводиться до мінімуму:

$$E(w) = -\ln p(T|w) = -\sum_{n=1}^N \sum_{k=1}^K t_{nk} \ln y_{nk} \rightarrow \min ,$$

де w — вектор вагових коефіцієнтів, T — множина, яка складається з вектора спектральних каналів для кожного пікселя та відповідного йому класу k у навчальній вибірці, N — кількість полігонів у вибірці, K — число класів, t_{nk} — цільові виходи, y_{nk} — виходи MLP, $p(\cdot)$ — умовна ймовірність.

На виході кожного класифікатора отримуємо апостеріорну ймовірність приналежності вхідного образу до певного класу. Виходи окремих класифікаторів об'єднуються додаванням, після чого обчислюється середня ймовірність приналежності вхідного образу конкретному класу. Вхідний образ відносять до класу з максимальною апостеріорною ймовірністю:

$$k^* = \arg \max_{k=1, K} p_k^e, \quad p_i^e = \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L p_i^l ,$$

де k^* — клас, до якого належить вхідний образ ансамблю класифікаторів, p_i^e — апостеріорна ймовірність належності класу для ансамблю, p_i^l — апостеріорна ймовірність належності класу для кожного класифікатора MLP, L — кількість класифікаторів у ансамблі, K — кількість класів.

Запропонована методологія забезпечує великомасштабну класифікацію земного покриття:

штучні об'єкти, високі зелені насадження, низькі зелені насадження, водні об'єкти.

Після того як карту класифікації вже побудовано, її перевіряють на тестових даних шляхом побудови матриці невідповідності. При цьому кожен з класів має три точності: точність користувача, точність виробника та точність рівня F1.

3. Створення векторного шару з кварталами міста. Для створення векторного шару із кварталами міста за основу були взяті відкриті дані з OSM для міста Києва, які були удосконалені, деталізовані та відредаговані за допомогою ГІС-систем та додаткових відкритих джерел, таких як Google Earth та ін.

4. Створення векторної карти з відсотком забудов і відсотком озеленення міста. Наступний етап обробки даних передбачає процедуру визначення відсотка забудови та озеленення кожного з кварталів міста. Для цього використовується карта земного покриття та векторний шар із кварталами міста, що були отримані на попередніх етапах обробки.

Для визначення відсотка заповнення кожного кварталу певним класом земного покриття використовуємо формулу

$$\forall k = \overline{1, QN}, n = \overline{1, CN} : P_n^k = \frac{\sum_{i,j} \{ \overline{p_{ij}} | \overline{p_{ij}} = n \wedge p_{ij} \in Q_k \}}{n \cdot \sum_{i,j} \{ p_{ij} | p_{ij} \in Q_k \}} \cdot 100,$$

де QN — кількість кварталів, CN — кількість класів земного покриття на карті, отримана в результаті навчання нейронної мережі (у нашому випадку чотири класи: штучні об'єкти, водні об'єкти, високі та низькі зелені насадження), P_n^k — відсоток заповнення класом n кварталу k , p_{ij} — піксель, що лежить на перетині i -го рядка та j -го стовпчика, $\overline{p_{ij}}$ — значення класу у пікселі, що лежить на перетині i -го рядка та j -го стовпчика, Q_k — множина всіх пікселів у k -му кварталі.

З використанням даної формули для такого класу земного покриття, як штучні об'єкти, обчислюється відсоток забудов по кожному з кварталів міста Києва. Поєднавши класи високих та низьких зелених насаджень в один клас та використавши цю саму формулу, отримаємо відсоток озеленення для кожного з обраних кварталів.

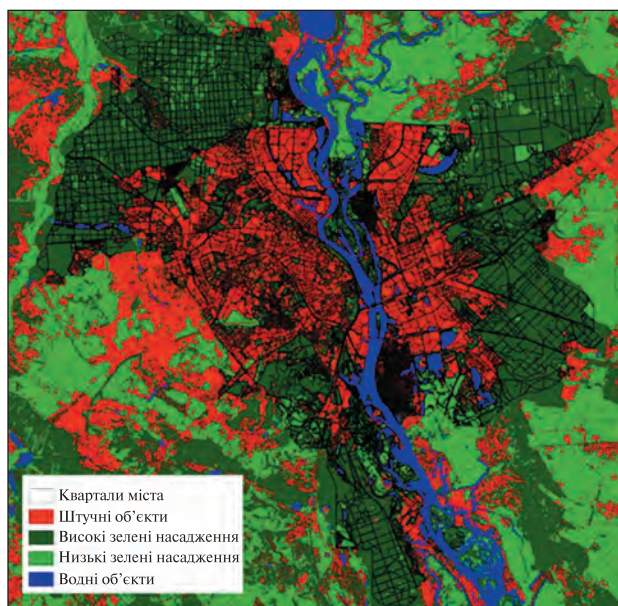


Рис. 1. Карта класифікації для м. Києва на основі супутникових даних «Sentinel-1», «Sentinel-2», 2018 р.

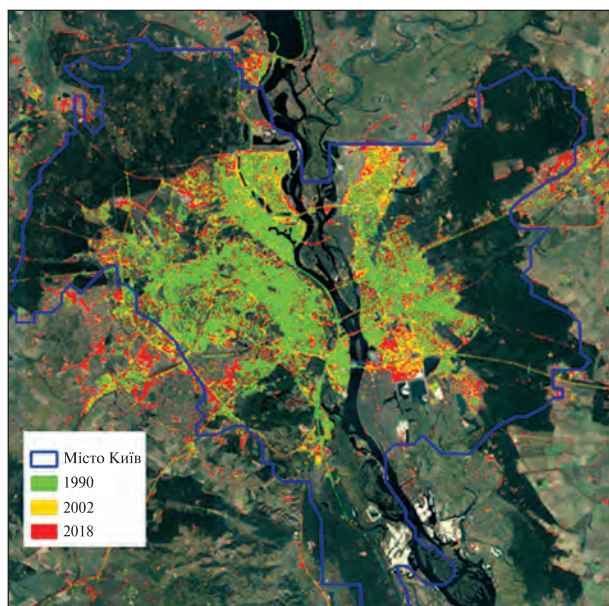


Рис. 2. Ріст агломерації м. Києва з 1990 по 2018 рр.

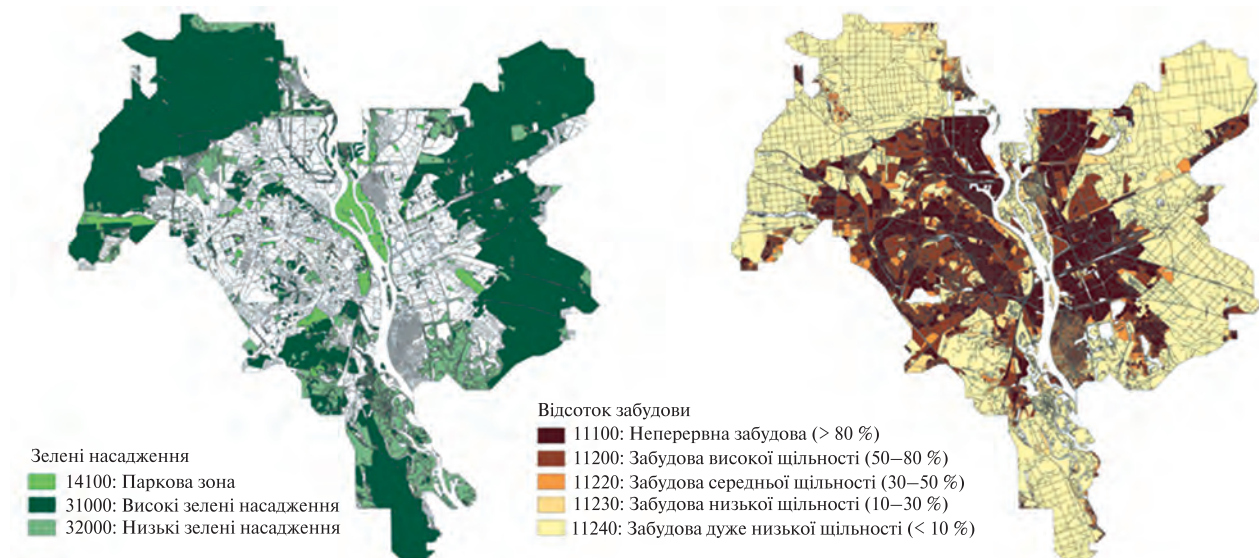


Рис. 3. Відсоток забудови міських кварталів м. Києва, 2018 р.

Запропоновану методологію було застосовано для створення векторних карт міського атласу для території міста Києва.

АПРОБАЦІЯ МЕТОДОЛОГІЇ

В рамках міжнародного проекту SMURBS Київ є одним з пілотних міст, для яких ведеться роз-

робка відповідних інструментів та інтелектуальних рішень для реалізації основної концепції «Розумного міста» шляхом використання даних дистанційного моніторингу земної поверхні та вирішення таких важливих завдань, як моніторинг забруднення повітря (оцінювання якості повітря), росту міських агломерацій і моніто-

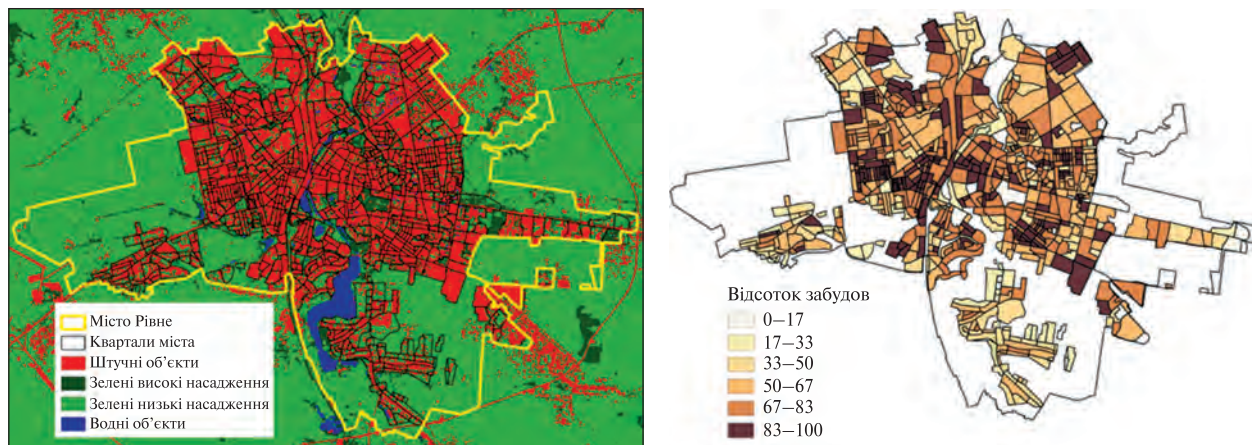


Рис. 4. Карта земного покриття для м. Рівне (зліва), відсоток забудови кварталів м. Рівне (справа); 2018 р.

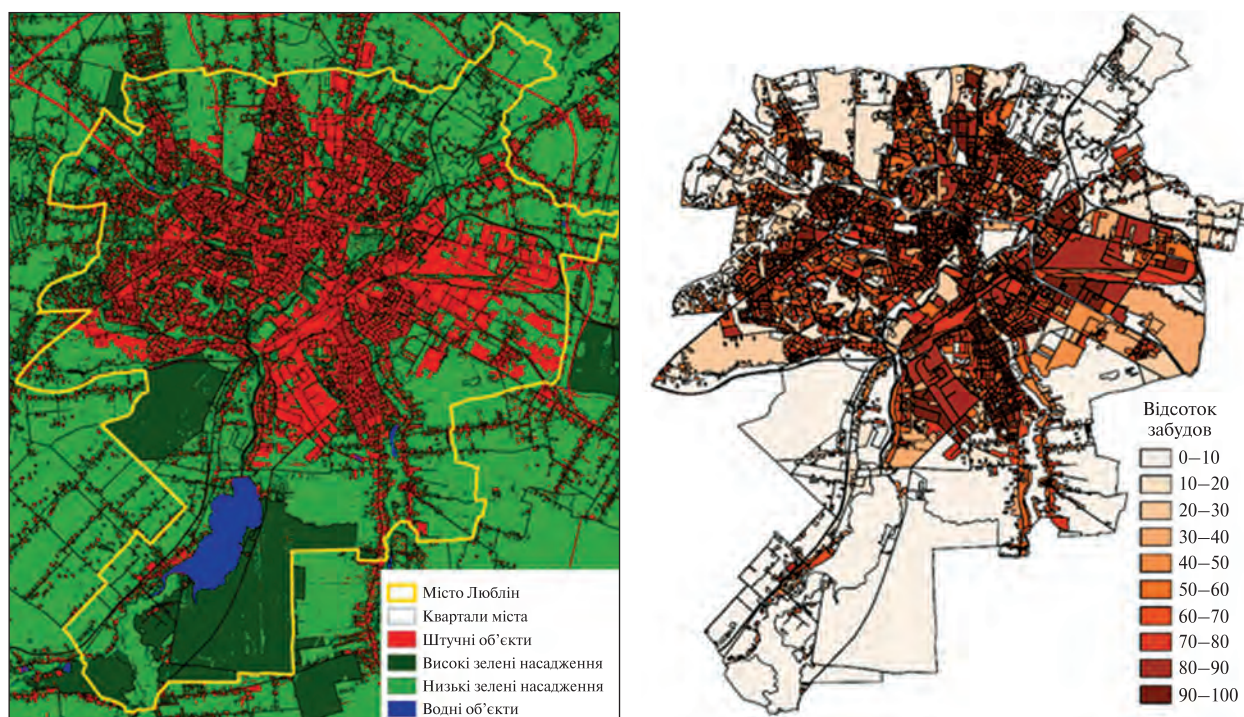


Рис. 5. Карта земного покриття для м. Люблін (зліва), відсоток забудови кварталів м. Люблін (справа); 2018 р.

рингу надзвичайних ситуацій природного і техногенного характеру. Авторами були проведені роботи з дослідження зростання агломерацій на основі супутникових даних «Sentinel-2» та «Sentinel-1».

З використанням часового ряду супутникових даних і запропонованої методології для території міста Києва було створено карти класифікації з

10-м просторовим розрізненням (рис. 1) з 2015 по 2018 рр. Точність цих карт становить близько 95 %. Для 2018 р. точність штучних об'єктів становить 97.3 %, високих зелених насаджень — 98.3 %, низьких зелених насаджень — 95.4 %, водних об'єктів — 99.5 %. Виникнення похибок пов'язане із просторовим розрізненням супутників, оскільки багато об'єктів у містах можуть

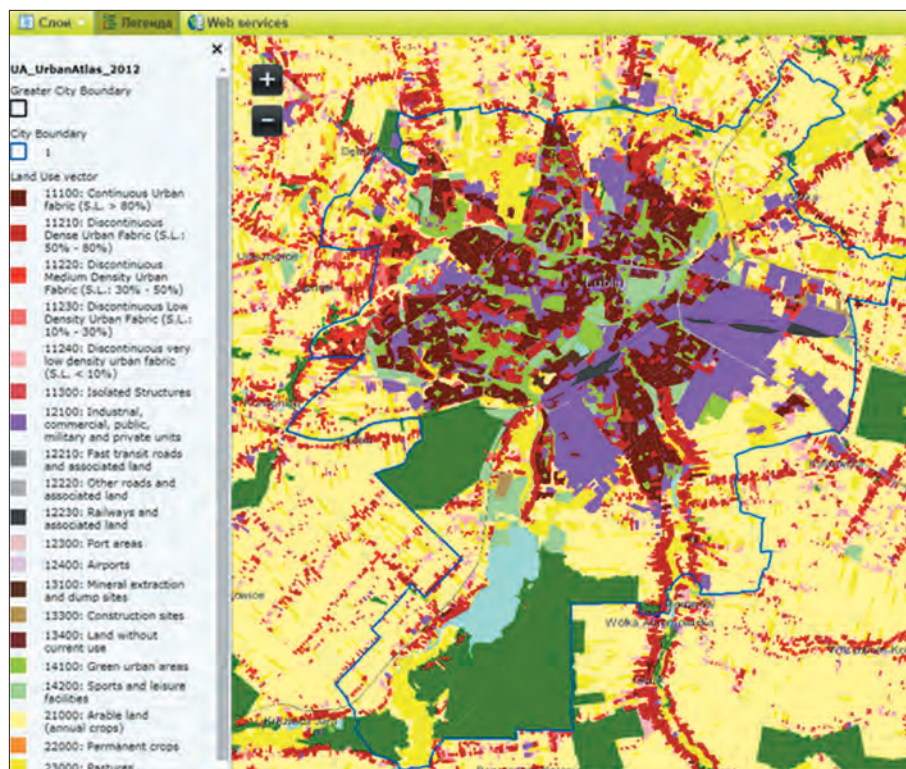


Рис. 6. Відсоток забудови кварталів м. Люблін, 2012 р., Urban Atlas [1]

мати менші розміри відносно пікселя, звідки і виникає певна похибка.

На основі ретроспективних супутникових даних «Landsat-5», «Landsat-6», «Landsat-7» створені карти земного покриття для 1990 і 2002 рр., за допомогою яких було побудовано карту росту агломерації м. Києва з 1990 по 2018 рр. (рис. 2). За допомогою векторного шару кварталів міста, отриманого на основі OSM і відредагованого для більшої деталізації, у поєднанні з картою класифікації було створено інформаційні продукти, що містять дані про відсоток озеленення та забудови для кожного з міських кварталів (рис. 3) [16].

Створені карти є сумісними з сервісом Copernicus Urban Atlas, що містить інформацію лише за 2006 і 2012 рр. Перевагою запропонованої технології моніторингу росту міста є використання безкоштовних супутникових даних з частою періодичністю зйомки. Це дозволяє протягом кожного року створювати нові продукти і здійснювати моніторинг основних змін з урахуванням екологічних аспектів.

Ще одним із пілотних міст, на яких була випробувана дана технологія стало м. Рівне. На рис. 4 зображена карта земного покриття та карта з відсотками забудови у кварталах м. Рівне.

З метою порівняння розроблену методологію також було апробовано при створенні карти земного покриття м. Люблін (Польща). Як і для м. Київ, було створено продукт з відсотком забудови кожного з кварталів (рис. 5). Векторні дані з межами кварталів були отримані з сервісу Urban Atlas [1]. Якщо порівняти отриманий результат з продуктом Urban Atlas, стає очевидним, що в 2018 р. щільність забудови в центральній частині збільшилася порівняно з 2012 р. (рис. 6).

ВИСНОВКИ

Запропонована технологія створення продуктів для моніторингу росту міських агломерацій має значні переваги в порівнянні з наявними. Зокрема, вона базується на використанні безкоштовних даних з відкритих джерел і дозволяє кожного року оновлювати геопросторові продукти.

Впровадження розробленої технології Urban Atlas для міст України, що є сумісною з сервісом Copernicus та випробувана на пілотному місті Київ та інших містах (м. Рівне, м. Люблін), дозволить державним адміністраціям різних рівнів використовувати карти землекористування міських районів для аналізу стану міста в цілому та його окремих частин. Відкриються нові можливості планування подальшого розвитку міста з точки зору росту агломерації, розміщення зелених зон, оцінки та планування ступеня комфортності проживання у різних районах тощо.

Розроблений продукт було впроваджено в громадській організації Kyiv Smart City в межах угоди про співпрацю між Департаментом ІКТ Київської міської державної адміністрації, Інститутом космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України та громадською організацією «Смарт Сіті Хаб». На наступних етапах робіт планується розробити та впровадити даний продукт також для інших міст України.

ЛІТЕРАТУРА

1. Copernicus Land Monitoring Service — Urban Atlas. *European Environment Agency*. URL: www.eea.europa.eu/data-and-maps/data/copernicus-land-monitoring-service-urban-atlas (Last accessed 18 July 2018).
2. CORINE Land Cover nomenclature conversion to Land Cover Classification system. URL: https://land.copernicus.eu/eagle/files/eagle-related-projects/pt_clc-conversion-to-fao-lccs3_dec2010 (Last accessed 18 July 2018).
3. Earth.esa.int. Sentinel-2 MSI — *Technical Guide — Sentinel Online*. URL: <https://earth.esa.int/web/sentinel/technical-guides/sentinel-2-msi> (Last accessed 18 July 2019).
4. Google Earth. URL: <https://www.google.com/earth/> (Last accessed 18 July 2019).
5. Kussul N., Lavreniuk M., Skakun S., Shelestov A. Deep Learning Classification of Land Cover and Crop Types Using Remote Sensing Data. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*. 2017. **14**(5). P. 778—782. doi:10.1109/lgrs.2017.2681128.
6. Kussul N., Shelestov A., Lavreniuk M., Butko I., Skakun S. Deep learning approach for large scale land cover mapping based on remote sensing data fusion. *2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. doi:10.1109/igarss.2016.7729043.
7. Lavreniuk M., Kussul N., Novikov A. Deep Learning Crop Classification Approach Based on Sparse Coding of Time Series of Satellite Data. *IGARSS 2018 — 2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. doi:10.1109/igarss.2018.8518263.
8. Lavreniuk M., Kussul N., Shelestov A., Dubovyk O., Low F. Object-Based Postprocessing Method for Crop Classification MAPS. *IGARSS 2018 — 2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. doi:10.1109/igarss.2018.8519199
9. Lavreniuk M., Kussul N., Shelestov A., Yailymov B., Oliinyk T., Kostecky A. Validation methods for regional retrospective high resolution land cover for Ukraine. *2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. doi:10.1109/igarss.2016.7730174.
10. Ong B. L. Green plot ratio: an ecological measure for architecture and urban planning. *Landscape and Urban Planning*. 2003. **63**, No 4. P. 197—211.
11. OpenStreetMap. URL: <https://www.openstreetmap.org> (Last accessed 18 July 2019).
12. Scihub.copernicus.eu. *Open Access Hub*. URL: <https://scihub.copernicus.eu/dhus/#/home> (Last accessed 18 July 2019).
13. Sentinel.esa.int. *IW GRD Resolutions — Sentinel-1 SAR Technical Guide — Sentinel Online*. URL: <https://sentinel.esa.int/web/sentinel/technical-guides/sentinel-1-sar/products-algorithms/level-1-algorithms/ground-range-detected/iw> (Last accessed 18 July 2019).
14. Shelestov A., Lavreniuk M., Kussul N., Novikov A., Skakun S. Large scale crop classification using Google earth engine platform. *2017 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. doi:10.1109/igarss.2017.8127801.
15. Shelestov A., Lavreniuk M., Kussul N., Novikov A., Skakun S. Exploring Google Earth Engine Platform for Big Data Processing: Classification of Multi-Temporal Satellite Imagery for Crop Mapping. *Frontiers in Earth Science*. 5. doi:10.3389/feart.2017.00017.
16. Shelestov A., Raudner A., Kolotii A., Marinosci I., Attanasio A., Munaf M., Lavreniuk M., Speyer O., Yailymov B., Kussul N. Urban Growth Services Within ERA-PLANET SMURBS Project. *Living Planet Symposium*. Milan, Italy. 2019.
17. Skakun S. V., Basarab R. M. Reconstruction of Missing Data in Time-Series of Optical Satellite Images Using Self-Organizing Kohonen Maps. *J. Automation and Information Sciences*. 2014. **46**(12). P. 19—26. doi:10.1615/jautomatinfscien.v46.i12.30.
18. SNAP. STEP. (n.d.). URL: <https://step.esa.int/main/toolboxes/snap/> (Last accessed 18 July 2019).
19. “Urban Atlas.” *Urban Atlas — Copernicus Land Monitoring Service*. URL: land.copernicus.eu/local/urban-atlas/view (Last accessed 26 Mar. 2019).

Стаття надійшла до редакції 10.07.2019

REFERENCES

1. Copernicus Land Monitoring Service — Urban Atlas. *European Environment Agency*. URL: www.eea.europa.eu/data-and-maps/data/copernicus-land-monitoring-service-urban-atlas (Last accessed 18 July 2018).
2. CORINE Land Cover nomenclature conversion to Land Cover Classification system (2018). URL: https://land.copernicus.eu/eagle/files/eagle-related-projects/pt_clc-conversion-to-fao-lccs3_dec2010 (Last accessed 18 July 2018).
3. Earth.esa.int. Sentinel-2 MSI — *Technical Guide — Sentinel Online*. URL: <https://earth.esa.int/web/sentinel/technical-guides/sentinel-2-msi> (Last accessed 18 July 2019).
4. Google Earth. URL: <https://www.google.com/earth/> (Last accessed 18 July 2019).
5. Kussul N., Lavreniuk M., Skakun S., Shelestov A. (2017). Deep Learning Classification of Land Cover and Crop Types Using Remote Sensing Data. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, **14**(5), 778–782. doi:10.1109/lgrs.2017.2681128.
6. Kussul N., Shelestov A., Lavreniuk M., Butko I., Skakun S. (2016). Deep learning approach for large scale land cover mapping based on remote sensing data fusion. *2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. doi:10.1109/igarss.2016.7729043.
7. Lavreniuk M., Kussul N., Novikov A. (2018). Deep Learning Crop Classification Approach Based on Sparse Coding of Time Series of Satellite Data. *IGARSS 2018 — 2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. doi:10.1109/igarss.2018.8518263.
8. Lavreniuk M., Kussul N., Shelestov A., Dubovyk O., Low F. (2018). Object-Based Postprocessing Method for Crop Classification MAPS. *IGARSS 2018 — 2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. doi:10.1109/igarss.2018.8519199
9. Lavreniuk M., Kussul N., Shelestov A., Yailymov B., Oliinyk T., Kostechyi A. (2016). Validation methods for regional retrospective high resolution land cover for Ukraine. *2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. doi:10.1109/igarss.2016.7730174.
10. Ong B. L. (2002). Green plot ratio: an ecological measure for architecture and urban planning. *Landscape and Urban Planning*, **63** (4), 197–211.
11. OpenStreetMap. URL: <https://www.openstreetmap.org> (Last accessed 18 July 2019).
12. Scihub.copernicus.eu. *Open Access Hub*. URL: <https://scihub.copernicus.eu/dhus/#/home> (Last accessed 18 July 2019).
13. Sentinel.esa.int. *IW GRD Resolutions — Sentinel-1 SAR Technical Guide — Sentinel Online*. URL: <https://sentinel.esa.int/web/sentinel/technical-guides/sentinel-1-sar/products-algorithms/level-1-algorithms/ground-range-detected/iw> (Last accessed 18 July 2019).
14. Shelestov A., Lavreniuk M., Kussul N., Novikov A., Skakun S. (2017). Large scale crop classification using Google earth engine platform. *2017 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. doi:10.1109/igarss.2017.8127801.
15. Shelestov A., Lavreniuk M., Kussul N., Novikov A., Skakun S. (2017). Exploring Google Earth Engine Platform for Big Data Processing: Classification of Multi-Temporal Satellite Imagery for Crop Mapping. *Frontiers in Earth Science*, **5**. doi:10.3389/feart.2017.00017.
16. Shelestov A., Raudner A., Kolotii A., Marinosci I., Attanasio A., Munafò M., Lavreniuk M., Speyer O., Yailymov B., Kussul N. (2019). Urban Growth Services Within ERA-PLANET SMURBS Project. *Living Planet Symposium*. Milan, Italy.
17. Skakun S. V., Basarab R. M. (2014). Reconstruction of Missing Data in Time-Series of Optical Satellite Images Using Self-Organizing Kohonen Maps. *J. Automation and Information Sciences*, **46**(12), 19–26. doi:10.1615/jautomatinfscien.v46.i12.30.
18. SNAP. STEP. (n.d.). URL: <https://step.esa.int/main/toolboxes/snap/> (Last accessed 18 July 2019).
19. “Urban Atlas”. *Urban Atlas — Copernicus Land Monitoring Service*. URL: land.copernicus.eu/local/urban-atlas/view (Last accessed 26 Mar. 2019).

Received 10.07.2019

Н. Н. Куссуль¹, А. Ю. Шелестов^{1,2}, Б. Я. Яйлимов¹,
Л. Л. Шумило¹, А. А. Яйлимова³, Н. С. Лавренюк^{1,2},
Л. Н. Колос¹, Л. В. Підгородецька¹, Ю. В. Білоконська¹

¹ Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев, Украина

² Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского», Киев, Украина

³ Киевский национальный университет имени Тараса Шевченко, Киев, Украина

URBAN ATLAS ДЛЯ ГОРОДОВ УКРАИНЫ НА ОСНОВЕ СПУТНИКОВЫХ ДАННЫХ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Статья посвящена разработке современной технологии на основании открытых данных, совместимой с сервисом Urban Atlas программы Copernicus. В рамках выполнения проекта программы H2020 ERA-PLANET SMURBS (SMart URBan Solutions for air quality, disasters and city growth) был разработан городской атлас Киева, который стал первым городом за пределами ЕС, для которого создан такой продукт. Данная технология базируется на использовании бесплатных спутниковых данных наблюдения Земли и классификации земного покрова с использованием методов машинного обучения собственной разработки и геостатистического анализа плотности застройки по векторной карте города из открытых источников, в частности данных OSM (Open Street Map). Особенности предлагаемого решения являются использование только открытых источников данных и ежегодное обновление информации о земном покрове / землепользовании в городе. В дальнейшем разработанная технология может быть применена и для других городов.

Ключевые слова: Urban Atlas, городской атлас, рост городских агломераций, спутниковый мониторинг, классификация земного покрова.

Н. М. Куссуль¹, А. Ю. Шелестов^{1,2}, Б. Я. Яйлимов¹,
Л. Л. Шумило¹, Г. О. Яйлимова³, М. С. Лавренюк^{1,2},
Л. М. Колос¹, Л. В. Підгородецька¹, Ю. В. Білоконська¹

¹ Space Research Institute of National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine, Kyiv, Ukraine

² National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine

³ Taras Shevchenko National University of Kyiv, Kyiv, Ukraine

URBAN ATLAS FOR UKRAINIAN CITIES ON THE BASIS OF HIGH-RESOLUTION SATELLITE DATA

The issues addressed in the article relate to the development of modern technology based on open source data compatible with the Copernicus Urban Atlas service. The city atlas of Kyiv was developed within the framework of the project H2020 ERA-PLANET SMURBS (SMART URBan Solutions for air quality, disasters, and city growth). Kyiv became the first city outside the EU for which such a product was created. This technology is based on free satellite data of Earth observations and land cover classification using in-house machine learning methods and geostatistical analysis of building density from open-source vector city maps, including OSM (Open Street Map) data. The distinctive features of the proposed solution are the use of open-source data only and the annual updating of city land cover / land use information. In the future, the developed technology can be applied to other cities.

Keywords: Urban Atlas, city atlas, growth of urban agglomerations, satellite monitoring, land cover classification.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.061>

УДК 5622.236.03

Н. М. Дронь, А. В. Голубек, А. Ю. Дреус, Л. Г. Дубовик

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепро, Украина

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМБИНИРОВАННОГО МЕТОДА ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА ОТ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Работа посвящена проблеме космического мусора, который представляет серьезную угрозу деятельности человека в околоземном космическом пространстве. Выполнен краткий обзор известных технических средств и технологий для удаления космического мусора с низких околоземных орбит. На сегодняшний день основными путями борьбы с техногенным загрязнением околоземного пространства является использование активных и пассивных методов увода космического мусора. Активные методы позволяют обеспечить увод объектов мусора в гарантированные сроки, однако требуют значительных энергетических затрат. Пассивные методы являются более экономичными, но процесс более продолжителен и может не удовлетворять требованиям международной конвенции по уменьшению космического мусора. В работе рассмотрен новый комбинированный подход к уводу крупногабаритного космического мусора в плотные слои атмосферы Земли, где он прекратит своё существование. Данный метод предполагает совместное использование активного средства — реактивной двигательной установки — и пассивного средства — аэродинамического парусного устройства. Представлена концепция использования комбинированного метода для очистки околоземного пространства, определена область эффективного его использования. Данная область составляет высоты от 700 до 2500 км в зависимости от баллистического коэффициента. В качестве критерия эффективности предложено рассматривать относительное отклонение массы компонентов топлива, необходимых для обеспечения увода. Показана целесообразность и перспективность применения комбинированного метода увода. Результаты работы представляют практический интерес для технико-экономического обоснования и разработки мероприятий по использованию комбинированного метода очистки низких околоземных орбит от элементов крупногабаритного космического мусора.

Ключевые слова: загрязнение околоземного пространства, космический мусор, комбинированный метод очистки.

ВВЕДЕНИЕ

Находящийся на околоземной орбите космический мусор (КМ) уже представляет угрозу как для окружающей среды, так и для жизнедеятельности человека во время орбитальных полетов. Анализ современного экологического состояния околоземного космического пространства и основных факторов его загрязнения выполнены в работе [3].

Согласно приведенным данным 85 % массы КМ составляют крупные части орбитальных ступеней ракет-носителей (РН), с помощью которых искусственные спутники Земли выводились на орбиту, а также сами космические аппараты, прекратившие свое функционирование. Еще 12 % — это элементы и конструкции, отделившиеся в процессе запуска космических аппаратов и их эксплуатации. Все остальное (приблизительно 3 %) — маленькие фрагменты и осколки, которые возникли в результате столкновений, разруше-

© Н. М. ДРОНЬ, А. В. ГОЛУБЕК, А. Ю. ДРЕУС, Л. Г. ДУБОВИК, 2019

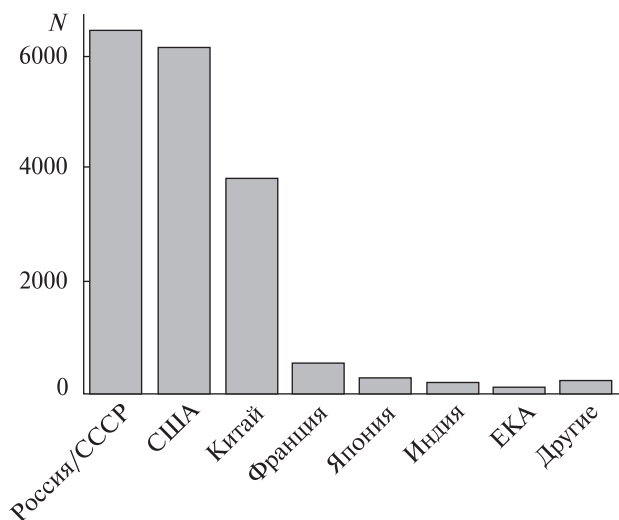


Рис. 1. Распределение космического мусора по странам (организациям)-владельцам

ний и взрывов РН и космических аппаратов. Во многих случаях крупногабаритные объекты, в частности отработанные ступени РН могут содержать остатки токсичного ракетного топлива и являются взрывоопасными. Все эти объекты представляют собой опасность не только для околоземного космического пространства, но и создают угрозу загрязнения поверхности Земли при падении объектов после выполнения миссии [7, 22]. Это обуславливает острую необходимость решения ведущими космическими державами проблемы космического мусора [18, 23].

В то же время эффективная борьба с КМ представляет собой сложную техническую проблему, требующую разработки сложных инженерных решений. В настоящей работе выполнены анализ известных технических средств и технологий для удаления КМ с низких околоземных орбит, и обоснование комбинированного метода для удаления КМ.

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА

Департамент проблем космического мусора Европейского космического агентства постоянно контролирует более 20000 объектов. На рис. 1 показано распределение количества крупногабаритных космических объектов образовавшихся на орбите Земли вследствие активности различных стран [3].

Являясь космическим государством, Украина также разрабатывает технические средства и методы для борьбы с КМ.

В связи с актуальностью проблемы КМ в последние годы активно проводятся исследования и разрабатываются технологии по снижению засоренности околоземного космического пространства и обеспечения безопасности космической деятельности. Важной задачей является прогнозирование орбитального движения КМ [16]. В работах [20, 21] выполнен обширный обзор и анализ современных методов очистки космического пространства от техногенного загрязнения и связанных с ним проблем. Обобщая данные этих исследований, следует выделить два направления борьбы с КМ на околоземных орбитах:

- предотвращение засорения околоземного космического пространства новым КМ;
- удаление с околоземных орбит фрагментов уже существующих объектов КМ.

Для низких околоземных орбит наиболее используемым методом очистки является увод объектов КМ в плотные слои атмосферы Земли, где они прекратят своё существование. Увод с орбит высотой более 2 тыс. км осуществляется путем перевода на орбиты захоронения или, по возможности, — на незамкнутые околоземные орбиты.

Выделим следующие методы и средства увода.

1. Активный увод, выполненный с использованием реактивной двигательной установки (РДУ). Позволяет реализовать гарантированный увод в течение заданного временного интервала, как в плотные слои атмосферы Земли, так и на более высокие орбиты, включая дальний космос. Его недостатком являются большие энергетические затраты, связанные с необходимостью наличия компонентов топлива к РДУ на борту. Но, несмотря на свои недостатки, активный увод является одним из наиболее распространенных методов очистки целевых орбит.

Рассматриваются варианты реализации на базе:

- орбитальных ступеней РН с маршевой, на базе двигателей малой тяги или электрореактивной двигательной установкой [13];
- двигательной установки, располагаемой на космическом аппарате [11];

- мусоросборщиков, выводимых на орбиту [17, 10].

2. Использование парусных устройств, обеспечивающих увод за счёт воздействия сил аэродинамического сопротивления атмосферы Земли и/или давления солнечного света. Аэродинамическое парусное устройство является одним из наиболее простых в реализации и может выполняться в виде шара, цилиндра, тора, пирамиды и пр. [9]. Также широко распространены солнечные парусные устройства [14].

Достоинствами этих средств является их простота и сравнительно невысокая стоимость. Недостатки заключаются в сложности применения длительности процесса увода КМ, которая может достигать десятков лет, и ограниченности области использования.

3. Использование электродинамической тросовой системы [17]. В этом случае электродинамический трос пристыковывается к фрагменту КМ. В результате взаимодействия тока, протекающего по тросу, с магнитным полем Земли фрагмент теряет скорость и сходит с орбиты. Недостатком системы является сложность сохранения конфигурации системы в полете.

4. Использование магнитодинамической системы [8]. Данный метод основан на взаимодействии установленного на объекте магнита с атмосферной плазмой для создания силы торможения, обеспечивающей постепенное сгорание в плотных слоях атмосферы Земли.

5. Дистанционное торможение объекта. В настоящее время рассматриваются следующие варианты реализации: создание искусственной атмосферы на пути движения целевого объекта путём распыления химических реагентов с дальнейшим их сжиганием, воздействие на целевой объект ионным излучением и др. [5, 15, 19]. Достоинством данного метода является отсутствие механического контакта между средством увода и КМ, который мог бы привести к разрушению последнего. Недостатки — сложность и высокая стоимость реализации, связанные с энергетическими затратами на хранение химических реагентов на борту, а также двигательной установки и компонентов топлива к ней для постоянного маневрирования на орбите.

Из проведенного анализа следует, что в настоящее время рассматриваются самые разнообразные методы увода с различной конфигурацией, но наибольшее распространение из них получили активный увод с использованием РДУ и пассивный увод, выполненный на базе парусного устройства. Остальные методы являются более затратными или менее эффективными в своей реализации. В свете сказанного может оказаться целесообразным использование различных комбинированных методов увода [4], в частности метода, основанного на одновременном использовании РДУ и аэродинамического парусного устройства [2]. Подобная комбинация позволяет частично компенсировать недостатки каждого из методов и реализовать увод объекта КМ на Землю с минимальными затратами компонентов топлива в заданные сроки. То есть, с одной стороны, она позволяет снизить затраты компонентов топлива, необходимых на увод за счёт длительного воздействия силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли на уводимый объект КМ. С другой — расширить диапазон использования пассивных парусных средств увода за счёт тех орбит, время существования на которых превышало принятые ограничения.

Исходя из отмеченного выше, можно сделать вывод, что особый интерес представляет разработка метода комбинированного увода, который позволил бы совместно использовать преимущества активных и пассивных методов. Задачей настоящего исследования является оценка области применения комбинированного метода, а также его сравнение с активным методом — на базе РДУ и пассивным методом — на базе аэродинамического парусного устройства.

КОМБИНИРОВАННЫЙ МЕТОД ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА ОТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Наибольшим потенциальным источником дальнейшего увеличения количества объектов КМ есть крупногабаритные космические объекты (космические аппараты и ступени РН), разрушение которых в силу разнообразных причин способно привести к образованию тысяч плохо иден-

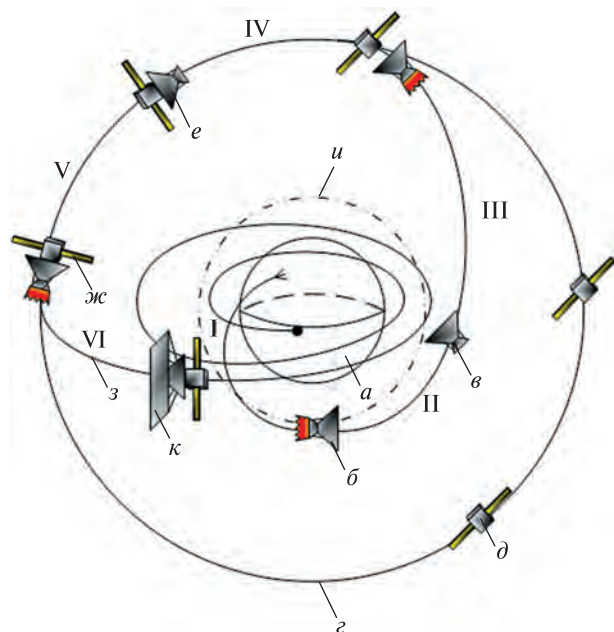


Рис. 2. Схема комбинированного увода крупногабаритных космических объектов с использованием мусоросборщика: *a* — Земля, *б* — мусоросборщик с включённой реактивной двигательной установкой, *в* — мусоросборщик с выключенной реактивной двигательной установкой, *з* — орбита целевого объекта космического мусора, подлежащего уводу, *д* — целевой объект космического мусора, *е* — мусоросборщик с целевым объектом космического мусора и выключенной реактивной двигательной установкой, *ж* — мусоросборщик с целевым объектом космического мусора и включенной реактивной двигательной установкой, *з* — орбита увода, *и* — верхняя граница плотных слоев атмосферы Земли, *к* — мусоросборщик с целевым объектом космического мусора и развёрнутым аэродинамическим парусом

тифицируемых обломков, размером менее 10 см, движущихся со скоростями менее 11.2 км/с. Это может привести к началу синдрома Кесслера — процесса лавинообразного увеличения количества объектов КМ за счёт их столкновений между собой. Очевидно, что именно крупногабаритные объекты КМ являются целевыми объектами активного и комбинированного методов увода, поскольку требуют значительных энергетических затрат на изменение своей орбиты.

Рассмотрим схему комбинированного увода крупногабаритного объекта КМ с целевой орбиты, выполняемого на базе выводимого в околоземное космическое пространство мусоросбор-

щика (увод может также осуществляться с использованием РДУ космического аппарата или ступени ракеты-носителя). Она состоит из следующих характерных участков (рис. 2):

I — выведение мусоросборщика на околоземную орбиту;

II — пассивный полёт мусоросборщика с переориентацией в направлении на целевой объект КМ;

III — участок преследования целевого объекта КМ;

IV — участок захвата и стыковки с целевым объектом КМ;

V — участок переориентации, включение РДУ для формирования орбиты увода;

VI — раскрытие аэродинамического паруса, пассивный участок полёта до приземления или прекращения существования.

Реактивная двигательная установка обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних слоях атмосферы Земли и, по возможности, коррекцию траектории на участке входа в плотные слои атмосферы, а аэродинамический парус — постепенное снижение скорости за счёт воздействия на мусоросборщик с объектом КМ силы аэродинамического сопротивления атмосферы. Это приводит к снижению затрат компонентов топлива (зачастую высокотоксичных) и итоговому снижению массы выводимой конструкции в сравнении с чисто активным методом.

Следует отметить, что область использования комбинированного метода увода с одной стороны будет определяться верхней границей пассивного увода с использованием аэродинамического парусного устройства, а с другой — границей активного увода с использованием РДУ.

Определим верхнюю границу пассивного увода. Область применения данного метода будет в первую очередь определяться как параметрами начальной орбиты, характеристиками атмосферы с учётом суточных, сезонных и 11-летних колебаний, а также аэродинамическими и габаритно-массовыми характеристиками уводимого совместно с мусоросборщиком КМ. На практике габаритно-массовые и аэродинамические характеристики приводят к одной величине, характе-

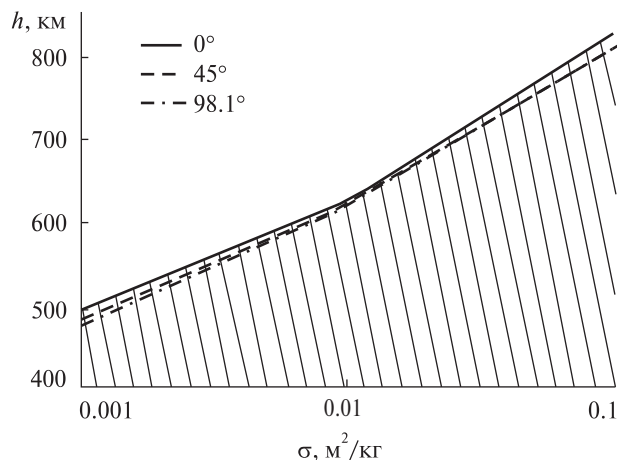


Рис. 3. Нижняя граница области комбинированного метода увода для разных значений баллистического коэффициента σ и наклона орбиты i

ризующей степень воздействия силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли на объект увода и называемой баллистическим коэффициентом

$$\sigma = \frac{C_x S_M}{2m},$$

где σ — баллистический коэффициент; C_x — усреднённый коэффициент силы аэродинамического сопротивления атмосферы; S_M — площадь миделя; m — масса.

Рассмотрим границу областей пассивного увода с использованием аэродинамического парусного устройства и комбинированного увода в течение 25 лет мусоросборщиком КМ с круговых околоземных орбит высотой до $h = 850$ км и наклоном $i = 0^\circ, 45^\circ, 98.1^\circ$. Заштрихованная область на рис. 3 соответствует уводу с использованием аэродинамического парусного устройства. Значения баллистического коэффициента от 0.001 до 0.1 $\text{м}^2/\text{кг}$ соответствуют типовым значениям для крупногабаритных объектов КМ. Данная область была получена путём решения дифференциальных уравнений движения в оскулирующих элементах орбиты мусоросборщика с КМ как материальной точки под действием силы притяжения Земли [12] (учитывались 4×4 гармоник гравитационного потенциала) и силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли (ГОСТ 25645.115-84).

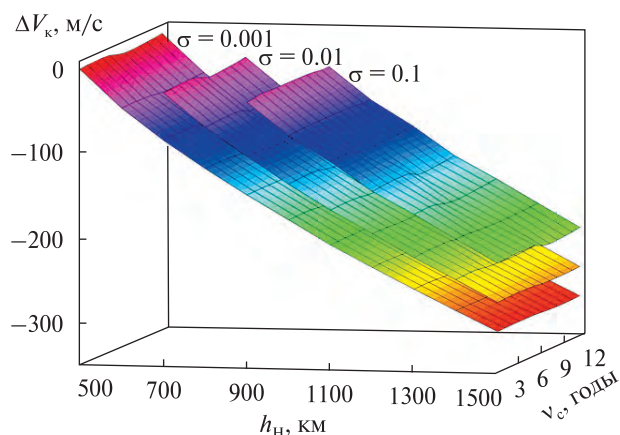


Рис. 4. Типовая зависимость импульса скорости увода от высоты начальной орбиты, фазы солнечной активности и баллистического коэффициента

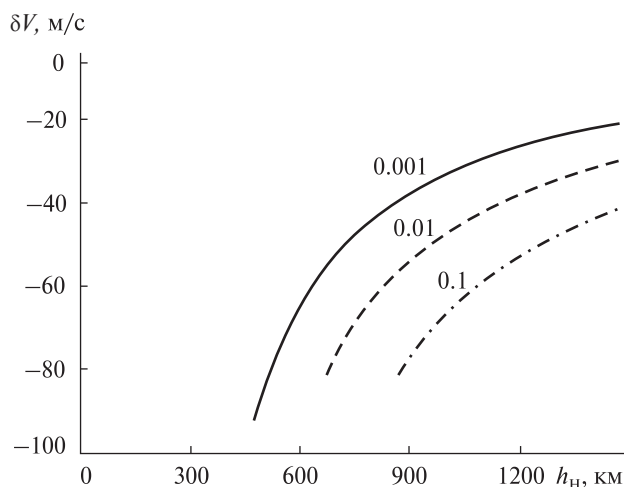


Рис. 5. Зависимость относительного отклонения импульса скорости δV от высоты h_n начальной орбиты и баллистического коэффициента σ (числа у кривых)

Из рис. 3 следует, что использование комбинированного метода позволяет существенно расширить область увода объектов КМ с применением аэродинамического парусного устройства за счёт тех орбит, где его применение неэффективно (заштрихованная область) и связано со сроками жизни более 25 лет.

Для определения верхней границы области комбинированного увода воспользуемся приращением импульса скорости, необходимым для формирования орбиты увода чисто активным методом с использованием РДУ. Рассчитаем относительное отклонение импульса скорости,

необходимого для формирования орбиты увода комбинированным методом от чисто активного:

$$\delta V = \frac{\Delta V_K - \Delta V_A}{\Delta V_A} \cdot 100\%,$$

где δV — относительное отклонение импульса скорости; ΔV_K — импульс скорости, необходимый для формирования орбиты увода комбинированным методом; ΔV_A — потребный импульс скорости, необходимый для формирования орбиты увода активным методом.

Импульс скорости для активного метода увода определен с использованием гомановской компланарной двухимпульсной схемы перелёта для высоты перигея орбиты увода, равной нулю. Применительно к комбинированному методу было проведено исследование, по результатам которого определены величины импульса скорости, необходимые для формирования орбиты увода с временем жизни 25 лет. Результаты исследования подробно изложены в работе [2]. Типовая зависимость импульса скорости от высоты h_n начальной орбиты, фазы v_c солнечной активности и баллистического коэффициента мусоросборщика с объектом КМ приведена на рис. 4.

Построим зависимость относительного отклонения импульса скорости от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента (рис. 5)

Как можно видеть, относительное отклонение в области околоземных орбит высотой до 1500 км, где располагается большинство крупногабаритных объектов КМ, изменяется в пределах от 20 до 95 %. С увеличением высоты целевой орбиты данная величина монотонно убывает. Прокстрополировав данные рис. 5, можно сделать вывод о том, что в районе высот орбит 2000...2500 км величина импульса скорости комбинированного метода будет соизмерима с таковой для чисто активного метода. При этом последний более простой в исполнении и имеет меньшую стоимость за счёт отсутствия парусного устройства. То есть, полученные значения высот орбит представляют собой верхнюю границу комбинированного метода увода.

Кроме того, на величину необходимого импульса скорости оказывает влияние долгопериодическое возмущение верхней атмосферы, вы-

званное колебаниями солнечной активности в пределах 11-летнего цикла. В работах [1, 2] показано, что путём соответствующего выбора времени увода в пределах 11-летнего цикла солнечной активности можно добиться экономии массы компонента топлива до 5 %.

Проблема использования комбинированного метода связана также с необходимостью использования двигателей многократного включения, решения задач встречи и стыковки средства увода с удаляемым объектом КМ, а также автофажных РН, в которых материал баков (емкостей) используется в качестве компонентов топлива. Некоторые технические решения в этом направлении представлены в [6, 24, 25].

ВЫВОДЫ

Перспективным методом борьбы с крупногабаритными объектами КМ является увод, использующий сочетание РДУ и аэродинамического парусного устройства. РДУ обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних слоях атмосферы Земли, а аэродинамический парус — постепенное снижение скорости за счёт воздействия на объект увода силы аэродинамического сопротивления атмосферы. Подобная комбинация активного и пассивного методов увода позволит частично компенсировать их недостатки и реализовать увод объекта КМ в верхние слои атмосферы Земли с минимальными энергетическими затратами в заданные сроки. Так, комбинированный увод КМ эффективен с области высот 700...900 км до 2000...2500 км в зависимости от значения баллистического коэффициента.

Ввиду того, что эффективность подобных средств увода во многом зависит от состояния верхней атмосферы, которая является функцией, изменяющейся циклично с периодом в 11 лет солнечной активности, то определение времени начала увода в зависимости от фазы солнечной активности может дать экономию массы компонентов топлива при фиксированном времени увода до 5 %.

Работа выполнена в рамках проекта «Закономірності функціонування комбінованих засобів

очищення орбіт з врахуванням динаміки навколоземного середовища» № 0117U001211 фінансованого Міністерством освіти та науки України.

ЛИТЕРАТУРА

1. Голубек А. В., Дронь Н. М., Дубовик Л. Г., Поляков Н. В. Оптимізація енергетических затрат при комбінованому виведенні об'єктів космічного мусору з низьких окологлобальних орбіт. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. 7 (151). С. 5—11.
2. Дронь М. М., Дубовик Л. Г., Голубек О. В., Дреус А. Ю. і др. *Системи відводу космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт*. Дніпро: ЛІРА, 2019.
3. Дронь Н. М., Хорольський П. Г., Дубовик Л. Г. Пути зменшення техногенного засорення окологлобального космічного простору. *Наук. Вісник Нац. гірничого ун-ту*. 2014. 3(141). С. 125—130.
4. Своробин Д. С., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Аналіз цеслообразності використання аеродинамічного компенсатора при бесконтактному удаленні космічного мусору. *Авіаційно-косміческаа техніка і технологія*. 2018. № 6. С. 4—11.
5. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronautica*. 2018. 151. P. 543—554.
6. Bondarenko S., Dreus A., Lysenko K. The investigation of thermal and gas dynamic processes in the combustion chamber of the rocket engine using slurry fuel. *Proc. of the Inst. of Mech. Eng., Part G: J. of Aerosp. Eng.* 2018. 232(10). P. 1903—1910.
7. Byers M., Byers C. Toxic splash: Russian rocket stages dropped in Arctic waters raise health, environmental and legal concerns. *Polar Record*. 2017. 53(6). P. 580—591.
8. Chopra C., Chandra R. Small Satellite Deorbital System using Magnetic Field Controlled Plasma. *SpaceOps Conferences*, Marseille, France, 28 May — 1 June 2018.
9. Degtyarev A., Kushnarov O., Baranov E., Osinovy G., Lysenko Y., Kaliapin M. Yuzhnoye State Design Office and Space Debris Removal. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May — 1 June 2018.
10. DeLuca L. T., Lavagna M., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Tancredi U., Francesconi A., Pavarin D., Branz F., Chiesa S., Viola N. Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion. *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems*. 2014. 93(1/2). P. 51—58.
11. Dosogne T., Beaumet G., Delmas F. SPOT 5 End-of-Life. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May — 1 June 2018.
12. Dron' M., Golubek A., Dubovik L., Dreus A., Heti K. Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-earth orbits.

- Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2019. 2/5 (98).
13. Guerra G., Muresan A.C., Nordqvist K. G., Brissaud A., Naciri N., Luo L. Active Space Debris Removal System. *Incas Bulletin*. 2017. 9(2). P. 97—116.
 14. Kelly P.W., Bevilacqua R., Mazal L., Erwin R.S. TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. 55(2). P. 437—450.
 15. Khoroshylov S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronautica*. 2019. 164. P. 254—261.
 16. Labutkina T.V., Larin V.O., Belikov V. A »Worn-out net« model for analysis of conflicts in a multitude of orbital objects. *Proc. 69th International Conference IAC-18, A6.2*. Bremen, Germany, 1—5 October 2018.
 17. Makihara K., Takahashi R. Survivability Evaluation of Electrodynamic Tethers Considering Dynamic Fracture in Space-Debris Impact. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2015. 53(1). P. 209—216.
 18. Mejia-Kaiser M. Removal of hazardous space debris. *Space Safety Regulations and Standards*. 2010. 371—382.
 19. Scharring S., Wilken J., Eckel H. A. Laser-based removal of irregularly shaped space debris. *Optical Engineering*. 2016. 56(1). 011007.
 20. Schaub H., Jasper L. E., Anderson P. V., McKnight D. S. Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment. *Acta Astronautica*. 2015. 113. P. 66—79.
 21. Shan M., Guo J., Gil E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*. 2016. 80. P. 18—32.
 22. Trushlyakov V., Lempert D., Yuan-Jie Shu. Energetic Compositions Application for the Reduction of the Environmental Pollution Because of Space Vehicle Launches. *Eurasian Chemico-Technological Journal*. 2017. 19. P. 239—244.
 23. Weeden B. C. The Evolution of U.S. National Policy for Addressing the Threat of Space Debris. *Proc. 67th International Astronautical Congress (IAC)*. Guadalajara, Mexico, 26—30 September 2016. IAC-16-A6.8.3 (2016).
 24. Yemets V., Dron M., Yemets T., Kostrysyn O. The infinite Staging Rocket — A progress to Realization. *Proc. 66th International Conference IAC-15, D2.7.7*. Jerusalem, Israel, 12—16 October, 2015. 1—7.
 25. Yemets V., Harkness P., Dron M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. 55(4). P. 984—992.

Стаття надійшла до редакції 19.04.2019

REFERENCES

1. Golubek A. V., Dron N. M., Dubovik L. G., Poliakov N. V. (2018). Optimization of energy costs with combined

- removal of space debris objects from low near-earth orbits. *Aviation technology and technology*, 7 (151), 5–11 [in Russian].
2. Dron M. M., Dubovik L. G., Golubek O. V., Dreus A. Yu., et al. (2019). Systems of removal of space objects from low near-Earth orbits. Dnipro: LIRA [in Ukrainian].
 3. Dron N. M., Horolsky P. G., Dubovik L. G. (2014). Ways of reduction of technogenic pollution of the near-earth space. *Scientific Bulletin of National Mining University*, 3, 125–130 [in Russian].
 4. Svorobin D. S., Fokov A. A., Khoroshylov S. V. (2018). Analysis of the feasibility of using an aerodynamic compensator for contactless removal of space debris. *Aerospace engineering and technology*, 6, 4–11.
 5. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. (2018). Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronautica*, 151, 543–554.
 6. Bondarenko S., Dreus A., Lysenko K. (2018). The investigation of thermal and gas dynamic processes in the combustion chamber of the rocket engine using slurry fuel. *Proc. of the Inst. of Mech. Eng., Part G: J. of Aerosp. Eng.*, 232(10), 1903–1910.
 7. Byers M., Byers C. (2017). Toxic splash: Russian rocket stages dropped in Arctic waters raise health, environmental and legal concerns. *Polar Record*, 53(6), 580–591.
 8. Chopra C., Chandra R. (2018). Small Satellite Deorbital System using Magnetic Field Controlled Plasma. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May – 1 June 2018.
 9. Degtyarev A., Kushnarov O., Baranov E., Osinovy G., Lysenko Y., Kaliapin M. (2018). Yuzhnoye State Design Office and Space Debris Removal. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May – 1 June 2018.
 10. DeLuca L.T., Lavagna M., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Tancredi U., Francesconi A., Pavarin D., Branz F., Chiesa S., Viola N. (2014). Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion. *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems*, 93 (1/2), 51–58.
 11. Dosogne T., Beaumet G., Delmas F. (2018). SPOT 5 End-of-Life. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May – 1 June 2018.
 12. Dron' M., Golubek A., Dubovik L., Dreus A., Heti K. (2019). Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-earth orbits. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2/5 (98).
 13. Guerra G., Muresan A. C., Nordqvist K. G., Brissaud A., Naciri N., Luo L. (2017). Active Space Debris Removal System. *Incas Bulletin*, 9(2), 97–116.
 14. Kelly P. W., Bevilacqua R., Mazal L., Erwin R. S. (2018). TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(2), 437–450.
 15. Khoroshylov S. (2019). Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronautica*, 164, 254–261.
 16. Labutkina T. V., Larin V. O., Belikov V. A. (2018). “Worn-out net” model for analysis of conflicts in a multitude of orbital objects. *Proc. 69th International Conference IAC-18, A6.2*. Bremen, Germany, 1–5 October.
 17. Makihara K., Takahashi R. (2015). Survivability Evaluation of Electrodynamic Tethers Considering Dynamic Fracture in Space-Debris Impact. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 53(1), 209–216.
 18. Meja-Kaiser M. (2010). Removal of hazardous space debris. *Space Safety Regulations and Standards*, 371–382.
 19. Scharring S., Wilken J., Eckel H. A. (2016). Laser-based removal of irregularly shaped space debris. *Optical Engineering*, 56(1), 011007.
 20. Schaub H., Jasper L. E., Anderson P. V., McKnight D. S. (2015). Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment. *Acta Astronautica*, 113, 66–79.
 21. Shan M., Guo J., Gil E. (2016). Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 80, 18–32.
 22. Trushlyakov V., Lempert D., Yuan-Jie Shu. (2017). Energetic Compositions Application for the Reduction of the Environmental Pollution Because of Space Vehicle Launches. *Eurasian Chemico-Technological J.*, 19, 239–244.
 23. Weedena B. C. (2016). The Evolution of U.S. National Policy for Addressing the Threat of Space Debris. *Proc. 67th International Astronautical Congress (IAC)*. Guadalajara, Mexico, 26–30 September 2016. IAC-16-A6.8.3.
 24. Yemets V., Dron M., Yemets T., Kostrisyn O. (2015). The infinite Staging Rocket — A progress to Realization. *Proc. 66th International Conference IAC-15, D2.7.7*. Jerusalem, Israel, 12–16 October, 2015, 1–7.
 25. Yemets V., Harkness P., Dron M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. (2018). Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(4), 984–992.

Received 19.04.2019

М. М. Дронь, О. В. Голубек, А. Ю. Дреус, Л. Г. Дубовик

Дніпровський національний університет
імені Олеся Гончара, Київ, Україна

ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ
КОМБІНОВАНОГО МЕТОДУ ОЧИЩЕННЯ
НАКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ ВІД
ВЕЛИКОГАБАРИТНОГО КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Роботу присвячено проблемі космічного сміття, яке є серйозною загрозою для діяльності людини у навколоземному космічному просторі. Виконано короткий огляд відомих технічних засобів і технологій для видалення космічного сміття з низьких навколоземних орбіт. На сьогоднішній день основними шляхами боротьби з техногенним забрудненням навколоземного простору є використання активних і пасивних методів відведення космічного сміття з навколоземних орбіт. Активні методи дозволяють забезпечити відведення в гарантовані терміни, але потребують значних енергетичних витрат. Пасивні методи більш економічні, проте досить тривалий процес відведення може не задовольняти вимоги міжнародної конвенції зі зменшення космічного забруднення. У роботі розглянуто новий комбінований метод відведення великогабаритного сміття у щільні шари атмосфери Землі, де воно припинить своє існування. Даний метод передбачає спільне використання активного засобу — реактивної рухової установки і пасивного засобу — аеродинамічного парусного пристрою. Представлено концепцію використання комбінованого методу і зроблено теоретичну оцінку ефективності його використання для очищення навколоземного простору, визначено область його ефективного застосування. Така область складає від 700 до 2500 км в залежності від балістичного коефіцієнту. За критерій ефективності запропоновано розглядати відносне відхилення маси компонентів палива, необхідних для забезпечення відведення. Показано доцільність та перспективність застосування комбінованого методу відведення. Результати роботи мають практичне значення для техніко-економічного обґрунтування і розробки заходів з використання комбінованого методу очищення низьких навколоземних орбіт від елементів великогабаритного космічного сміття.

Ключові слова: забруднення навколоземного простору, космічне сміття, комбінований метод очищення космічного простору.

М. М. Dron, O. V. Golubek, A. Yu. Dreus, L. G. Dubovik

Oles Honchar Dnipro National University,
Dnipro, Ukraine

PROSPECTS FOR THE USE OF THE COMBINED
METHOD FOR DEORBITING OF LARGE-SCALE
SPACE DEBRIS FROM NEAR-EARTH SPACE

The article discusses the problem of orbital debris from the point of view of a great threat to near-Earth human space activities. An overview of the existing approaches and technologies of orbital debris removal from low-Earth orbits is given. Currently, the main ways to combat man-made space pollution are the active and passive methods of deorbiting debris from near-Earth orbits. Active methods allow providing the deorbiting processes during the guaranteed time, but ones are energy-consuming. Passive methods are more economical but time-consuming and may not comply with the requirements of the international convention of the space pollution mitigation. We consider a new combined method for the large-scale orbital debris removal from low-Earth orbits. According to one, the space debris elements will be disposed of in dense layers of the atmosphere for further burning. This method involves the joint use of active means — a jet propulsion system and passive means — an aerodynamic sail. The concept of using the combined method is presented with the assessment of its efficiency. The effective zone of the method's application is determined. This area includes the altitudes from 700 to 2500 km, depending on the ballistic coefficient. It is proposed to take as a criterion of efficiency the relative deviation of fuel components' mass necessary to provide deorbiting. The efficiency and prospects of the new combine method are demonstrated. Outcomes of the work can form the basis for the feasibility study and the development of proposals for the application of the combined method for cleaning low-Earth orbits from the elements of large-scale space debris.

Keywords: mitigation of near-Earth pollution, orbital debris, deorbiting, combined method.

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.070>

UDC [629.7]930.2] (477)

V. S. Savchuk¹, N. M. Kushlakova², I. B. Vavilova³

¹ Oles Honchar National University of Dnipro, Dnipro, Ukraine

² Zakhidnodonbas'kyi Institute of the Interregional Academy of Personnel Management, Pavlograd, Ukraine

³ Main Astronomical Observatory of the NAS of Ukraine, Kyiv, Ukraine

NIKOLAI KIBALCHICH

IN THE HISTORY OF WORLD ROCKET-SPACE TECHNICS:

DISCUSSION QUESTIONS OF DOMESTIC AND WORLD HISTORIOGRAPHY

The article deals with the history of rocket and space technology and controversial issues regarding the role of Nikolai I. Kibalchich in the formation of the rocket-dynamic principle of motion.

In 1881, Nikolai I. Kibalchich, while in prison for participating in the assassination attempt on the Russian Tsar Alexander II, developed the project of an “aeronautic device” (“flying machine”). As the basis of this device, he put a rocket dynamics principle. His project has been considering one of the first, if not the first, project of rocket technology, which opened up the opportunity of flying in airless space. However, as our study indicates, this point of view is not shared by everyone who is involved in the history of space exploration and rocket technology research.

We discuss opinions given in various bibliography sources on the N. I. Kibalchich' role for uprising of the engineer thought in rocket technology. The appreciations of this role are given by researchers from Ukraine, Russia, and the former Soviet Union as well as from the European countries and USA. A critical analysis of various points of view has revealed several factors that have had and have up to now a negative sign on the evaluation of his “flying machine” project: revolutionary activity, participation in the killing of the Tsar, interpretation of its technical design as inapplicable to rocket and space technology, etc. Our study is aimed to minimize such judgments and to testify that “flying machine” proposed by N.I. Kibalchich using the rocket-dynamic principle of motion conceptually outstripped the engineering idea of the time when the inventor lived.

Keywords: *rocket and space technology, history of rocket techniques, outstanding personalities: Nikolai Kibalchich.*

INTRODUCTION

The origins of rocket science, the establishment of its basic theoretical principles of the period of initial professionalization of this scientific-technical and engineering field of knowledge are one of the significant problems in the history of science and technology. It is indisputable that researchers of this problem need to appeal to those individuals who laid the foundations of the space science and technology.

The statement by the outstanding physicist and physicist-historian S. I. Vavilov has become an aphorism, according to which “*the history of science cannot be limited to the development of ideas — equally, it should relate to human beings, with their characteristics, talents, depending on the social conditions of the country and the era. In the development of culture, individuals have had and continue to retain an incomparably greater importance than in the general socio-economic and political history of mankind. Therefore, it is clear that the life and work of advanced people are a very important factor in the development of science, and*

© V. S. SAVCHUK, N. M. KUSHLAKOVA, I. B. VAVILOVA, 2019

their biography is a necessary part of the history of science...” [38, p. 4].

Undoubtedly, these words also refer to the pioneer of the rocket and space industry, an extremely interesting and gifted person, who is Nikolai Ivanovich Kibalchich (October 19 [31], 1853, the city of Korop, Chernigiv Governorate (present Ukraine) – April 3 [15], 1881, St. Petersburg (present Russia)). It is no coincidence that his name has entered the memorial anthology of outstanding Ukrainian personalities [19], the world rocketry industry’s outstanding personalities [15], and “Pioneers of Space Exploration Book Collection” (see, for example, [6]). The complexity of studying his technical work lies primarily in the fact that almost all researchers in his analysis are forced to rely on the only work of N. I. Kibalchich on this issue, namely, on the one that he wrote in the short time between arrest and execution on the attempted assassination of Tsar Alexander II. Nikolai I. Kibalchich died at the age of 27 and practically did not leave behind himself the printed works with descriptions of his inventions and technical ideas. By this reason, the analysis of his contribution to the development of rocket and space technology is difficult. In this context, an important role is played by the memoirs of N. I. Kibalchich of his contemporaries, those who spoke with him, as well as other personal sources used in this study [9, 21, 22].

The political activity of N. I. Kibalchich also obscures the significance of his priority work. For domestic researchers, his revolutionary activity (especially for researchers of the Soviet period) was a factor that contributed to a positive perception of the figure of N. I. Kibalchich in the eyes of the Soviet community, supported by a powerful ideology. But for the world community, his political activity often prevailed over scientific and technical and became an occasion for discussion. For example, Thomas Andrew, a political observer and science fiction writer, whose interests are focused on the problems of space exploration by Russia, China, and India, wrote in his study, “*The revolutionary bomb-maker and anarchist – some would now say terrorist – Nikolai Kibalchich (1853–1881), acted within debates both revolutionary and cosmic*” [1].

The aim of our work is to conduct a critical analysis of sources (both domestic and foreign) that con-

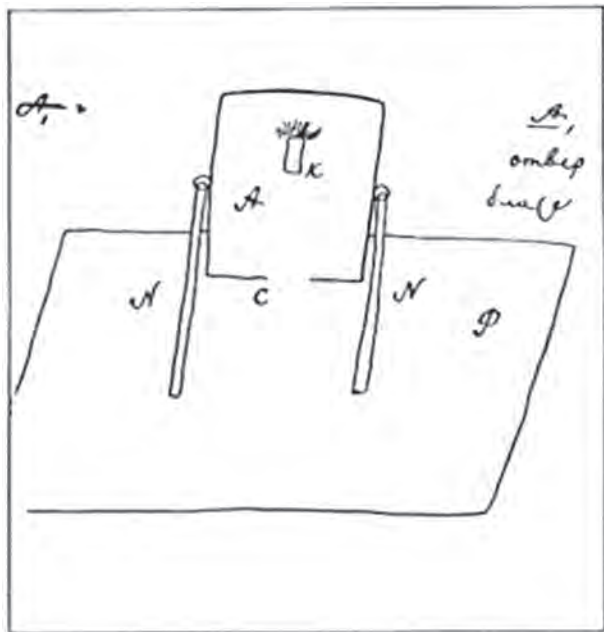


Nikolai I. Kibalchich (19 October 1853 – April 3, 1881) – one of the outstanding rocketry pioneers in the world

siders the contribution of N. I. Kibalchich to the fundamentals of rocket and space technology in a wide range of opinions about it, including in a different way than in domestic publications on space exploration history. The subject of the research is the views on the role of N. I. Kibalchich in the rocket-space technology history presented in various sources.

N. I. KIBALCHICH AND HIS PLACE IN THE HISTORY OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY IN THE ASSESSMENT OF UKRAINIAN AND RUSSIAN RESEARCHERS

One of the first inventions of N. I. Kibalchich was the design of a “propelling projectile” he created for use for terrorist purposes. The design of the “propelling projectile” was described by the inventor in his testimony, from which follows a significant search and design work by N. I. Kibalchich: “*I had to use a lot of time and labor to prepare them before I collected the necessary technical information and invented this projectile device. It should be noted that among my party, I was the first to take nitroglycerin. In order to get acquainted with the subject, I re-read everything that I could find in literature in Russian, French, and German. But in order, firstly, to produce dynamite using our own means and, secondly, to arrange a propelling projectile with dynamite that was quite satisfactory,*



Sketch of the “flying machine” proposed by N. I. Kibalchich based on the rocket-dynamic principle of motion [26]

I had to come up with a lot of new devices that were not used anywhere. I offered several types of propelling projectile, differing from each other in the device for receiving fire, which reports an explosion of dynamite, and only recently I came up with this form of projectile” [9]. According to the description of the “propelling projectile” design made by N. I. Kibalchich, both the “propelling projectile” itself and some of its structural elements (for example, “Kibalchich fuse”) were reconstructed in our time [11]. Experts highly appreciated the design activity of N. I. Kibalchich in the development of the bomb. In this case, we are dealing with a specific design, which, apparently, could be claimed as an invention.

We also draw attention to the fact that N. I. Kibalchich invented a number of “new devices that were not used anywhere”, that is, he worked at the inventive level in the course of work on the “propelling projectile”.

As for the technical project developed by N. I. Kibalchich a few days before the execution, the manuscript and its key points are now well known and published in various sources since 1918 [34].

The Figure shows a page from the manuscript of N. I. Kibalchich with his sketch of the “aeronautical

device”. Let us briefly recall some of the main provisions of this manuscript. Nikolai I. Kibalchich proposed to use slowly burning compressed gunpowder, the burning rate of which can be regulated, as fuel for creating a “driving force” (traction force). According to N. I. Kibalchich, the change in the burning rate or the mass of the supplied fuel should lead to the possibility of controlling the traction force of the “device”. He also noted that other explosives could be used to create a “driving force” (traction force). In order to establish and replace fuel, according to the inventor, “special automatic mechanisms should be invented” [23, 34].

We especially note the idea of installing a mobile cylinder with a fuel (rocket engine) on the proposed device so that “it could be tilted in a vertical plane, and now could have a cone-shaped rotation. Both maintaining the apparatus in the air and moving in the horizontal direction are achieved simultaneously by tilting the cylinder” [23, 34].

Nikolai I. Kibalchich also considered the placement of fuel, providing the movement of the “aeronautical device”. Furthermore, he proposed a layout of cylinders (engines) that control the movement of the structure in horizontal and vertical planes. He did not bypass the problem of stability of the “aeronautical device” arising from its movement. At the same time, he expressed the idea that “for stability, some kind of motion controllers in the form of wings, etc., can be devised” [23, 34].

These and other ideas set forth by N. I. Kibalchich in his project subsequently received a real constructive solution under the new technical and technological capabilities. A modern reading of these ideas is given, for example, in [13]. As it is known, the rocket-dynamic principle used by N. I. Kibalchich is the basis of modern rocket and space technology.

Nevertheless, an analysis of the contribution of N. I. Kibalchich to the development of rocketry due to the lack of a detailed constructive description in his project leads to a discrepancy between the interpretations of the meaning of his manuscript and the description of the “flying machine”. Cosmism’s researchers are especially “guilty” of this as they do not often focus on the “aeronautical apparatus” designed by N. I. Kibalchich in the context of the development of modern rocket technology.

As for the personality of N. I. Kibalchich, the Russian historiography of his life and work traces the approach associated with attempts to establish in the minds of both scientists and ordinary readers the idea that N. I. Kibalchich was an outstanding “Russian” engineer (see, for example, [14, 18]). In order not to look unfounded, we give an example from the article by Il. Poltavskii, published back in 1929. It begins with the words: “*The most typical and brightest figure of the Russian inventor-revolutionary in the tsarist days is represented by N. I. Kibalchich, one of those whom the Narodnaya Volya Executive Committee together with Zhelyabov and Perovskaya sent to the case on March 1, 1881*” [25].

Apparently, it would be more correct to write literally “of Russia” by belonging to that State (Russian Empire – *Auth.*) of which he was a citizen. From an ethnic point of view, he was not the Russian. To be more precise, as proved by the researchers of his life, the ancestors of N. I. Kibalchich were immigrants from Serbia. They moved to Ukraine and were assimilated into its environment. This seemingly not very significant moment receives a value when you see how often Russian authors identify the iconic personalities of Ukrainians in the history of the Russian Empire or the USSR as the Russian ones.

The tendency to represent N. I. Kibalchich as a “Russian scientist” continues today. What is the situation, and what kind of genealogy does N. I. Kibalchich have? Now, it is already well known about its Balkan (Serbian) track. Enough evidence for this version is presented, for example, in the book by Ivashchenko and Kravets [10]. This idea is confirmed both in the studies of Serbian scientists and in the search work of Ukrainian researchers. So, Professor Radmila Tonkovich (Serbia) in her report [32] in 2011 noted that the ancestor of the Ukrainian branch of Kibalchichi (priest Gregor Kibalchich) at the beginning of the 18th century was headed by one of the Serbian detachments (couple) of gayduks ? who fought for the overthrow of the Turkish yoke. Fleeing from the Turks, he with his wife and young son “found refuge in the Reuben hermitage of the Chernigov Governorate” [7, p. 166]. Now, the Reuben (Sosnitsky) monastery no longer exists. We also note that, apparently, the choice of residence was not accidental, since the founder of the Reuben hermit-

age (a monastery near the city of Sosnitsa in the Chernigov Governorate) is considered to be the Serbian bishop of Reuben [7, p. 166]. So, the Kibalchichs appeared in Ukraine in the 18th century. Since Gregor Kibalchich was ordained an Orthodox priest, he later became a priest at the Starodub Cathedral of the Chernigov Diocese. This happened in 1709, when (according to the book [10]) he was appointed to this post by the Chernigov bishop John (Maximovich). The latter is known for the fact that in 1700, he founded a collegium in Chernigov (a Slavic-Latin school), which was supposed to be the preparatory stage of training for further mastery of the sciences at Kyiv-Mohyla Academy. Subsequently, almost all representatives of several generations of the Kibalchich’s family were priests in different cities and settlements of Ukraine. An interesting testimony of R. Tonkovich about those cities in the Chernigov Governorate in which representatives of the Gregor Kibalchich clan lived and worked mainly as priests. It is interesting the testimony of R. Tonkovich about those cities in the Chernigov Governorate in which representatives of the Gregor Kibalchich family lived and worked mainly as priests. A. Geida also notes that “*by the middle of the 19th century, most of the representatives of the Kibalchich family belonged to the clergy and held the posts of priests in the Starodub, Pogarsky, Mglinsky, Krolevets uyezds of the Chernigov Governorate*” [7, p. 78]. That is, this genus was mainly associated with Ukraine. Not single evidence, complementing each other, is important and, undoubtedly, confirms the assimilation of this family in Ukraine and the inextricable relationship of the family of Nikolai Kibalchich (and himself) with Ukraine. Already after finishing a secondary school, Nikolai Kibalchich went to Russia, where he studied medicine and later engineering at the Saint Petersburg Engineering College as well as started his experiments into pulsed (jet) rocket propulsion [4].

The second point in a number of Russian publications that we want to recall is a negative attitude to the personality of N. I. Kibalchich by the Russian monarchists. On the Internet, on the website of the Society for the Development of Russian Historical Education “Double-headed eagle” in a paragraph by A. Goncharov, “The Persons of Revolutionary Terror: Nikolai Kibalchich”, it is noted, “*The brutal*

murder of the Emperor put an end to the life of Kibalchich. Arrested by the authorities and legally convicted, like other "Pervomartovtsy" killers, Nikolai Kibalchich was hanged in 1881. Shortly before his death, Kibalchich invented the original flying spacecraft..." And further the author, focusing on the fact that the streets of many cities of Russia bear the name of N. I. Kibalchich, claims, *"It is clearly not the inventor that is glorified, but the revolutionary terrorist, the killer of the head of the Russian Empire"* [8]. A similar, but somewhat milder interpretation, is presented in the book of essays [2], which refers to the fact that *"a promising inventor took the side of the terrorists and shared responsibility with them for the evil that brought terror to Russia"* [2]. Without touching on the moral and ethical issues of the act of terrorism by members of Narodnaya Volya, let us pay attention to the fact that it is the murder of the Emperor that causes condemnation.

In this context we would like to cite reminiscences of his contemporaries, who characterize Nikolai Kibalchich and his state before death. First of all, it's opinion of his lawyer V.N Gerard to whom Kibalchich handed over his last notes on the project: *"When his men came to see Kibalchich as his appointed counsel for the defense,"* said V. N. Gerard in his statement to the special committee of the senate, *"I was surprised above all by the fact that his mind was occupied with completely different things with no bearing on the present trial. He seems to be immersed in research on some aeronautic missile; he thirsted for a possibility to write down his mathematical calculations involved in the discovery."*» [3, 7]. One more description we find in the book by Diedov issued in 1906: *"To his liking, to his abilities, he was more a cabinet scientist than a revolutionary practitioner. Books, laboratory studies are his areas of interest. He was a man quite independent and more intelligent than many, but for his endless kindness, gentleness and impracticality. he could not lead people behind him at all, he was respected by everyone, everyone considered his opinion when it came to the purely scientific field ... with his ability to merge his whole soul with a favorite idea, he was certainly able to look calmly in the eyes of death, even more calmly than most other people. And on the eve of his death, he is known to be concerned only with the fate of his aeronautical project, as Archimedes is the fate of his circles"* [22].

But in our opinion, the more discussable are the negatives that come to light when considering the work of N. I. Kibalchich and relate primarily to his scientific-technical activities, in particular, the "aeronautical device" project.

What was the significance of the invention by N. I. Kibalchich? Did it have an impact on the development of rocket and space technology? Would this device fly if the project was implemented? Can this project be considered the first rocket technology project aimed at using for flights in outer space? These and many other questions arise not only with the modern reader. They were relevant even at the time when the project by N. I. Kibalchich was first published in the *Byloye* historic magazine in 1918 [34].

In order to evaluate the project, we turn to the two publications. Their peculiarity lies in the fact that, firstly, they were examined by specialists in rocket and space technology, and, secondly, they are spaced in time for almost half a century.

The first of these is N. I. Rynin, "a Soviet scientist in the field of aviation and descriptive geometry. The author of a number of works on jet technology, interplanetary communications, and the development of the stratosphere" [26].

The conclusion of N. I. Rynin, presented by him to the draft invention by N. I. Kibalchich in 1918, was critical from the point of view of the technical capabilities of the proposed apparatus in its practical implementation at that time [27]. He confirmed his opinion in 1929 in the book *Interplanetary Communications*, on the pages of which he noted that *"when approaching the Kibalchich's project with a strict test of the possibility of raising the apparatus and controlling it in flight, of course, the project does not stand up to criticism. The speed of the powder gases and their energy are not enough to lift the device that the author foresees"* [28].

At the same time, back in 1918, N. I. Rynin expressed a fundamentally very important opinion about the conceptual foundations of the invention of N. I. Kibalchich, *"For N. I. Kibalchich, priority should be set in the idea of using jet engines for aeronautics, in principle, though not yet practically realized, but right in the basis and giving attractive prospects in the future, especially if you dream about interplanetary communications..."* [27].

Almost half a century has passed. The rocket and space industry has developed rapidly around the world. Design thought has reached new heights. How do experts evaluate the invention of N. I. Kibalchich and his conceptual provisions now? V. N. Sokol'skii, an expert in aviation technology, Head of the History of Aviation and Cosmonautics Department at the Institute of the History of Natural Sciences and Technology of the Russian Academy of Sciences, a scientist under whose guidance a historical and technical school in the field of aviation and rocket and space technology was formed in the USSR, evaluated the invention of N. I. Kibalchich in 1963: *"When assessing the Kibalchich's project from a modern point of view, of course, one can find many shortcomings and even fundamentally wrong decisions in it. Moreover, a detailed analysis of the project proves that, as Kibalchich described it, a flying machine could not be created at all. But one cannot help but admire the courage of a man who developed his project, which was amazing for that time, on death row a few days before execution, and do not give credit to the talent of the scientist-inventor, who provided for such technical issues as ensuring flight stability, the use of multi-chamber devices, and the program mode of combustion, gunpowder inhibiting, etc. Therefore, we can rightfully consider N. I. Kibalchich one of the pioneers of rocket technology"* [30, p. 127].

Most of the academic scientists have the same opinion. One of the evidences of such a position is the publication of project by Kibalchich altogether with papers by Tsiolkovsky, Zander, Kondratyuk in collections of selected works of the "pioneers of missile technology", issued in 1964 by the Academy of Sciences of the USSR [23]. The analysis of bibliographic sources, gathered among publications of the Ukrainian authors, says that they have a balanced approach and separate the activity of Nikolai Kibalchich as *"the scientist-inventor"* and *"the revolutionary-narodovolents"*. Previously, the authors of this paper already addressed the personality of N. I. Kibalchich in our publications [29, 39] and emphasized objectively (altogether with another authors, see, for example, [5, 10, 13, 19, 24, 36] and papers in scientific encyclopedias such as "Encyclopedia of Modern Ukraine", "Encyclopedia of History of Ukraine", encyclopedias of cosmonautics) his contribution in the basic principles of further development of rocketry industry. The last but not the latter is to note briefly a cultural aspect: in 1960

the Memorial Museum of N. I. Kibalchich was established at the renovated Kibalchich's family house¹ in Korop, Chernigiv region; expositions dedicated to life and "flying machine" of N. I. Kibalchich are in the Zhytomyr Museum of Cosmonautics named after S. P. Korolev².

THE ROLE OF N. I. KIBALCHICH IN THE HISTORY OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY IN THE ASSESSMENT OF FOREIGN (OUTSIDE THE FORMER USSR) HISTORIOGRAPHY

The image of N. I. Kibalchich and the awareness of his contribution to the development of rocket and space technology outside our country are formed in the mass consciousness in different ways. One of the directions is the use of museum expositions devoted to the history of the development of world rocket and space technology. In this context, we point out the exposition of the International Space Hall of Fame at the "New Mexico Museum of Space History", which displays a stand about N. I. Kibalchich, starting with the heading "Conceived the first design of a manned rocket airplane"³. And further, it is reported that "Nikolai Ivanovich Kibalchich was a Russian revolutionary who developed the world's first design of a manned rocket-propelled craft. The design incorporated a gimbaled rocket engine, flight control, programmed burning of propellant and other unique features". The presence of N. I. Kibalchich in such exhibitions is undoubtedly evidence of the recognition of his merits in the history of the development of rocket and space technology.

The engineering design of N. I. Kibalchich is interpreted in foreign literature (excluding Russian, discussed in the previous subsection) is quite diverse. The first publications relating to N. I. Kibalchich appeared in Europe in the 1880s [21]. But until the description of N. I. Kibalchich's invention (1918) was made public, it was impossible to evaluate it.

¹ The Memorial Museum of N. I. Kibalchich in Korop. Available: <http://museum.cult.gov.ua/memorialnyj-muzej-mykoly-kybalchycha-viddil-koropskoho-rehionalnoho-istoryko-arheolohichnoho-muzeyu/>

² The Museum of Cosmonautics named after S. P. Korolev in Zhytomyr. Available: <http://cosmosmuseum.info>

³ The New Mexico Museum of Space History. Available: <http://www.nmspacemuseum.org/content.php?id=16>

All works in which we are talking about N. I. Kibalchich can be classified as works devoted to the history of the Russian Empire as a whole, the history of the revolutionary movement in it, and works that deliberately consider the development of rocket and space technology in the world, and in this regard, in the Russian Empire and the former USSR.

The works of the first direction are not so interesting for this study since the scientific-technical side of N. I. Kibalchich's activity is fragmented in them (in connection with the technical support of terrorist acts of members of Narodna Volya). Therefore, questions of evaluating N. I. Kibalchich's rocket project are practically not considered, although there are references to it.

In this context, the publication of Werrett Simon, in which he, analyzing the evolution of weapons used by terrorists in the 19th century, draws attention to their ingenuity, turning into scientific innovation, is important. In particular, he concludes that "*Terrorists may have been revolutionary in their attitude to politics, but conformed to the scientific culture of their time. Nevertheless, while terrorists acted and saw themselves as consumers of innovative science, they could also contribute to innovations. The line between the skills of improvising radicals and those of legitimate scientists and inventors was not always clearly drawn*" [40, p. 23]. In our opinion, this conclusion is very important for understanding N. I. Kibalchich's activities, during which the boundary between the use of his innovative projects for terrorist purposes and for the development of science and technology disappeared. Kibalchich's dynamite, manufactured outside the factory, a "propelling projectile" (bomb) with an original acid fuse, the idea of using different methods of burning gunpowder to create a rocket engine — all these and other innovative ideas arose in the process of his "technical and terrorist" activities.

Therefore, much more important for understanding the contribution of N. I. Kibalchich in the development of rocket technology is the work of foreign researchers, devoted either directly to his life and activities with an emphasis on its technical side or the history of the development of rocket and space technology. Practically, all foreign researchers of the history of rocket and space technology in relation to N. I. Kibalchich are divided (as a careful analysis of

sources showed) into two large groups: researchers who positively assess the role of N. I. Kibalchich in the history of rocket and space technology and those who evaluate this role rather skeptical.

Foreign researchers in the field of the history of rocket and space technology are also trying to answer those important questions that were identified by us in the previous subsection and, first of all, the question whether N. I. Kibalchich was the first.

Thus, Radmila Tonkovich, a Professor from Serbia, calls N. I. Kibalchich "*an ideological pioneer and theorist of space exploration*" [35] and believes that he is "*the forefather of rocket technology and astronautics*" [Ibid.]. Considering the invention of the Pervomartovets-inventor, R. Tonkovich puts forward an important thesis: "*The fact that his scheme was not known for a long time (the archives of the Department of Internal Affairs were published only in 1918 by the Byloye magazine) does not change the most fundamental — in the intellectual space in which human civilization lives, something was added*" [Ibid.].

Encyclopedia of Science by David Darling provides a brief essay on N. I. Kibalchich, in which, in particular, there are such lines: "*Nikolai Kibalchich was a Russian medical student, journalist, and revolutionary who may have been the first person in history to propose using rocket power as a means of transport in space. Kibalchich wrote a remarkable paper illustrating the principle of space propulsion. In it, he describes a means of propelling a platform by igniting gunpowder cartridges in a rocket chamber. Changing the direction of the rocket's axis, he realized, would alter the vehicle's flight path*" [12]. And further, the author describes the "flying platform" of N. I. Kibalchich: "*The device that Kibalchich described consisted of a platform with a hole in the center, above which was mounted a breech-loaded rocket motor. The motor was fed, machine-gun fashion, with charges of compressed powder, the thrust being varied either by altering the size of the cartridges or the speed at which they were fed into the chamber. Take-off was vertical, with the chamber firing through the hole. As soon as sufficient altitude was reached the chamber would be rotated through 90 degrees for horizontal flight. The propulsion arrangement of this unusual craft foreshadowed some of the vertical take-off aircraft which began to be developed in the second half of the twentieth century*" [12].

The complex, controversial image of a revolutionary terrorist and, at the same time, an inventor is presented in the book of Lee Croft, a Professor at the University of Arizona, which was first published in English in 2006 [4].

In the annotation of the book Lee Croft describes the personality of N. I. Kibalchich as follows, “*Kibalchich conceived and drew the design of the first rocket-powered human-carrying flying device, thus qualifying himself in History as a “terrorist rocket pioneer. On the other hand, there is Kibalchich’s conception and design of a rocket-powered device, cited as seminal to the subsequent development of rocket by numerous later prominent figures in the world effort to advance humanity into the outer reaches of our atmosphere and into space itself. Rocket scientists like K. Tsiolkovsky and Werner von Braun acknowledged the antecedence of Kibalchich’s rudimentary 1881 conception”* [4, p. 7]. Paying tribute to N. I. Kibalchich, Lee Croft, however, is quite critical of some statements by Soviet historians of space exploration. So, in his opinion, “*Soviet scholars concocted a direct influence of Kibalchich upon their cold-war-era space leader Sergei Korolev”* [4]. This question is not as simple as it seems at first glance and requires careful study.

A brief description of the innovative idea of N. I. Kibalchich is also given in a book by John Parsons dedicated to the American rocket scientists [33]. Gaior Chris in his famous book “*To a distant day: the Rocket Pioneers*” gives a balanced description of the tragedy of a young rocket scientist, whose political activity led to early death: “*Although Europe was relatively free of war between the fall of Napoleon in 1815 and the start of World War I in 1914, the new political movements challenged those in power, notably during a series of foiled revolutions in 1848. In the late nineteenth century many revolutionary currents had responded to the changes taking place in Russia, and on March 1, 1881, members of a group called Narodnaya Volya (The People’s Will) assassinated Tsar Alexander II by throwing a bomb into his carriage in St. Petersburg. The bombers hoped to end autocracy in Russia and replace it with democracy and socialism, but in the short term they succeeded only in replacing Alexander with a more reactionary and repressive czar, Alexander III. The maker of the bomb, a twenty-seven-year-old scientist named Nikolai Kibalchich, was arrested and thrown into a tiny cell in the Fortress of*

Peter and Paul. Knowing that he would be put to death, he set to work on designing an aircraft using reactive devices to move it. Before he was hanged on April 3, Kibalchich wrote a memorandum on his craft, which used a solid rocket to propel a platform through the air. «I believe in the feasibility of my idea, and this faith supports me in my terrible situation», he wrote in his cell. «If learned specialists find my idea realistic I shall be happy to be able to render service to my country and mankind. I shall meet death calmly then, knowing that my idea will not perish with me». He begged authorities to share his memorandum with other scientists, but after his execution the memorandum was hidden in the government archives for decades until the revolution he had hoped for enabled his work to be published” [6]. And emphasizes: “*Although his device would not have worked as hoped, it did point the way to the use of rockets as a means of moving humans through the atmosphere and beyond (bold italic – Auth.). And Kibalchich became the first of many rocket enthusiasts to be entangled in Russia’s knotty revolutionary politics. Few would be as willing”* [6].

Ron Miller, a specialist in research on the history of rocket science, “*explores the history of rocketry, from the first development of rockets as toys over one thousand years ago to their modern uses in war and space exploration”*, is known for his books in this area. Without denying the merits of N. I. Kibalchich in the history of the development of rocket and space technology, he poses a very important question about its priority, cites a number of inventors whose activities in those years, in his opinion, can claim priority in the history of the development of rocket technology. In particular, he writes, “*Was Nikolai Kibalchich the first to suggest the idea of rocket-propelled space flight in 1881? Most Russians would say “yes”, but whatever the answer, the story is tragic enough for a Russian novel and Kibalchich’s ideas certainly were ahead of their time”* [7]. In our opinion, a special study should be devoted to such issues, which is beyond the scope of this paper.

At the same time, there is a direction in foreign literature that is based on the idea that the project of N. I. Kibalchich in the history of rocket and space technology does not deserve attention, and its significance is hyperbolized.

A number of modern foreign historians and sociologists who deal with the history of rocket-space tech-

nology in various contexts (in particular, in the context of the emergence and development of Russian cosmism?) do not give a positive assessment (at least, in those works that we had to get to know) to the invention of N. I. Kibalchich. So, in a monograph edited by S. J. Dick and R. D. Launius (NASA, 2007), which addresses the social impact of space travel, regarding N. I. Kibalchich's invention, it is stated that "*Kibalchich was a member of the People's Will terrorist organization which assassinated Tsar Aleksandr II. Before his execution in 1881, Kibalchich devised a plan for a rocket-propelled vehicle that later Soviet historians absurdly (bold italics – Auth.) claimed was an early design for a spaceship*" [32, p. 533].

The most distinctly critical view of the role of N. I. Kibalchich in the history of rocketry was manifested in the well-known study *From Cosmic Enthusiasm to Nostalgia for the Future. A Tale of Soviet Space Culture*. It reports on his invention as follows: "*Kibalchich, a certified engineer, deserves some prominence in Russian history but not for any contribution to astronautics*" [31, p. 291]. Considering the assessment of the invention provided by N. I. Rynin, the author of the section on N. I. Kibalchich believes that it was filed "*in an uncharacteristic lapse of hyperbole*" [31, p. 292].

And further, the author describes the project of N. I. Kibalchich as follows: "*In his exposition, Kibalchich did not mention the cosmos or even the upper atmosphere; because his calculations omitted the effects of air, post facto interpreters assumed that he might have been thinking of a rocket working in vacuum. Although Kibalchich's exposition had nothing to do with space, Rynin's original statement stuck. Eventually, the former revolutionary achieved an iconic status in the canon of Soviet space history that hardly distinguished between Kibalchich's political and (alleged) scientific work. His dramatic, tragic and ultimately heroic story was retold dozens of times in speeches, articles, and books through the 1960s until it achieved a momentum that was divorced from the original events of the case. Kibalchich's story had obvious metaphoric value in the context of space, since his tale gave the new cosmic movement a hero who had given his life for both liberations from oppression and liberation from gravity*" [31, p. 292].

The main message of A. Siddiqi's reasoning boils down to the fact that N. I. Kibalchich was needed by

the Soviet system to create a "usable past" for the space program. In this context, according to A. Siddiqi, he was even preferable to K. E. Tsiolkovsky: "*...Kibalchich was a much better candidate for a revolutionary figure in the field of space exploration; with a relatively minor contribution to aeronautics, he was elevated to remarkable prominence from the 1960s. His story, often likened by Soviet commentators to that of Icarus, remains extant in the post-Soviet era; historians in both the East and West continue to trump up this lost figure as a contemporary of Tsiolkovskii, Fridrikh Tsander and other major Soviet theoreticians*" [31, p. 291].

The author of the publication concludes that "*in untangling the myths associated with Kibalchich, one might argue that his effective contribution to the science of spaceflight is unimportant because he served a purpose that transcended questions of 'scientific value'* (bold italics – Auth.). *The conclusions that both Russian and Western historians have come to regarding Kibalchich's role in the history – such as Michael Holquist's claim that he represents the nihilist impulse in Soviet space history – are not necessarily untrue, but obscure a deeper and perhaps more important process of myth-making [33]. The Kibalchich myth is instructive precisely because it shows how the Soviet space community was willing to subvert its own tenets of scientific truth to bolster its case*" [31, p. 293].

But then the question arises, why, even before the start of the Soviet space program and its ideologization, the famous Austrian inventor, pioneer of rocket technology, one of the founders of the German society of interplanetary communications, Max Valeir in his book *Flying into the World Space as a Technical Opportunity* (which withstood several reprints in the 1920s) considered the invention of N. I. Kibalchich as a priority. He characterized the personality of N. I. Kibalchich as follows, "*A convinced revolutionary in politics who gave his life in the struggle against the autocracy, N. I. Kibalchich turned out to be the largest revolutionary in science and technology*" [37].

Nevertheless, with regard to myth-making in relation to N. I. Kibalchich, certain elements of it did indeed exist, especially in the 1960s, and they had a corresponding political background.

It should also be taken into account that the statement about N. I. Kibalchich's dreams of outer space

and flights to planets, as well as a certain mythologization of his project, replicated without justification and necessary comments by many Ukrainian and Russian journalists and writers, gave some historians some skepticism about the attitude to the ideas of N. I. Kibalchich and his technical design of a “flying machine”.

In foreign literature, this situation is reflected, in particular, in this way: “*Embellishments to the story began to appear almost immediately, perhaps the most enduring being that Kibalchich had feverishly and hurriedly drawn up the plans the night before his execution when in fact, he had done so eleven days before – a small detail perhaps, but one which made the story even more compelling. In many imagined representations of Kibalchich’s flying machine, artists exaggerated his original representations to depict spaceships flying over the moon, which its original author would have hardly recognized. In the 1960s, these images proliferated as Kibalchich’s story was brought to the forefront of Soviet space history, uncomplicated by appeals to evidence*” [31, p. 292]. A. Siddiqi is right about the fantasies of artists, but this is not an argument that reduces the importance of N. I. Kibalchich’s original technical ideas.

Commending the thorough research carried out in this work, we note that, unfortunately, it does not have a comparative consideration of the technical ideas embodied in the project of N. I. Kibalchich in the context of the further development of rocket and space technology. Its author, specializing in the social and cultural history of technology and modern history of Russia, paid more attention to the social component of research on the Soviet space rocket project. Such an approach when considering the contribution of N. I. Kibalchich is also characteristic of some other foreign researchers.

However, if we discard ideological layers, the basic conclusion of the author of the study cited above regarding the contribution of N. I. Kibalchich to science seems incorrect. The social, revolutionary component of the inventor’s life again outweighed the scientific and technical component of his activity. And this is the birth of a new myth, the manifestation of a different type of myth-making in relation to N. I. Kibalchich, which are promoted by some foreign scientists.

It is not at all a fact that N. I. Kibalchich did not dream about space flights. There are grounds for such

a statement. And among them, in particular, a letter from N. I. Kibalchich, from which it follows that the idea of flying to the stars using rocket technology was inherent in him. In the paper by N. I. Nevedomskii, there is the evidence, taken from the letter of N. I. Kibalchich. The letter was written by him to his friend a few days before the fatal arrest. In this letter, the inventor said, “...*If I survive, I’ll take care of the rocket (bold italics – Auth.) aeronautical apparatus that I spoke with Morozov... My motto is: “The road to the stars begins in Russia!”* [20, p. 1007]. We draw attention to the fact that even before his arrest, he was absorbed in this idea. And therefore, those researchers who claim that N. I. Kibalchich in prison only framed in the form of a project those ideas that he hatched for a long time are many times right.

And there is one more important moment. Indeed, we do not find the words “planet”, “space”, “airless space” in a small (six pages) work of N. I. Kibalchich. But what do experts in the field of rocket and space technology say? The fact that although N. I. Kibalchich called his apparatus “aeronautical”, the possibilities of using it for flights in airless space also came from the rocket-dynamic principle of motion that he proposed. And in the fundamental moments of his invention contained the main features of modern rocket aircraft for flights in space. In particular, it is the rocket-dynamic principle of motion in outer space.

In this context, let us return to the letter of N. I. Kibalchich cited above and draw the reader’s attention to the phrase used by the author of the project: “*aeronautical apparatus*”. This term indicates a clear understanding of the rocket-dynamic principle implemented in the project.

There is another debatable question in assessing the role of N. I. Kibalchich in the history of rocket and space technology. This is evidenced, in particular, by a rather important thesis, which was put forward in [31]. According to it, “*Kibalchich’s idea to use a powder rocket attached to a platform to propel it was not new. Other Russian scientists had advanced similar plans far more sophisticated around the same time that Kibalchich had*” [31, p. 292].

In a note to the expressed thought, the author cites the name of S. S. Nezhdanovsky, referring to the famous work of V. N. Sokol’skii [30]. However, V. N. Sokol’skii in this publication, considering the ideas of

S. S. Nezhdanovsky, does not encroach on the priority of N. I. Kibalchich. A detailed consideration in the comparative context of the projects of S. S. Nezhdanovsky and N. I. Kibalchich would make it possible to more accurately formulate a critical remark by A. Siddiqi regarding the priority of N. I. Kibalchich. Possible priority works are also discussed in the study of John Miller already mentioned, which cites a number of names of inventors who, in his opinion, could apply for such priority projects [17].

We note also that in 1891 similar ideas were developed independently by the German engineer Hermann Ganswindt. It is interesting that invention projects by H. Ganswindt (the dirigible, the helicopter, the internal combustion engine, and the two-stage vehicle driven by a series of dynamite explosions) were also ahead of his time [15].

More lately, in 1946, Stanislaw Ulam, the famous American scientist of Polish origin, developed these ideas at the more advanced technological level: he proposed to harness small nuclear explosions for propulsion of rockets. He was more fortunate: his idea was implemented in the Project Orion on “a study of a spacecraft intended to be directly propelled by a series of explosions of atomic bombs behind the craft”⁴ and till now it is a main conceptual basis for a spacecraft design to be used for a rapid destination and following destruction of a celestial body that poses a threat to the Earth.

CONCLUSION

The personality of N. I. Kibalchich is undoubtedly significant in the context of the development of not only rocket and space technology, but also the intellectual history of mankind as a whole⁵. The automatic transfer of the assessment of the formation process of Soviet space culture and its ideological components to the assessment of the real contribution of N. I. Kibalchich to the development of the scientific-technical thought of mankind cannot be

considered as a criterion of the significance of the latter. The ideological components when considering the invention of N. I. Kibalchich should be separated from his real contribution to the development of world space rocket industry and technical thought. Undoubtedly, there is a need for further studying the life and work of N. I. Kibalchich in the contexts considered in the paper, since there are discrepancies in their assessment, in particular in the works of domestic and a number of foreign historians of science and technology.

At the same time, an important component of further study is also the search and critical analysis of works (including contemporaries of N. I. Kibalchich), which could be considered priorities in the history of rocket and space technology. It is obviously the paper by N. I. Kibalchich [26], published in 1918 (37 years after his execution), was familiar to those whom we undoubtedly call the pioneers of rocket technology, — K. E. Tsiolkovsky, F. A. Tsander, V. von Braun, S. P. Korolev. Further solving the discussion questions identified in the paper should be based on an analytical and synthetic study of a significant array of historiographic sources, a new reading of the work of N. I. Kibalchich, a study of sources on the history of the development of rocket and space technology, a comparative analysis of N. I. Kibalchich's ideas and those ideas which are implemented in modern rocket and space technology.

We hope that we were convincing as our research testifies in favor of the fact that the design of the “flying machine” proposed by N. I. Kibalchich using the rocket-dynamic principle of motion conceptually outstripped the engineering idea of the time when the inventor lived.

REFERENCES

1. Andrew T. «Kul'tura Kosmosa»: The Russian Popular Culture of Space Exploration. 156 p. (Universal-Publishers Dissertation. Com, 2011).
2. Black book of names that have no place on the map of Russia. 356 p. Compiled by S. V. Volkov. 356 p. («Sowing», Moscow, 2016). [In Russian].
3. Chernyak A.Ya. Nikolai Kibalchich - revolutionary and scientist. M.: Sotsekgiz, 1960. 96 p. [In Russian].
4. Croft Lee B. Nikolai Ivanovich Kibalchich: Terrorist Rocket Pioneer. (Tempe, AZ: Institute for Issues in the History of Science, 2006) [In Russian].

⁴ [https://en.wikipedia.org/wiki/Project_Orion_\(nuclear_propulsion\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Project_Orion_(nuclear_propulsion))

⁵ A large impact crater in the equatorial region of the far side of the Moon is named after N. I. Kibal'chich (lat. Kibal'chich). The name was approved by the International Astronomical Union in 1970. Selenographic coordinates of the center of the crater are 2°43' N 147°11' W, diameter 91.7 km, depth 2.8 km [16].

5. Denysenko A. Mykola Kibalchich. The White Color of Viburnum. In: The Names of Ukraine in Space. The Scientific-Encyclopedic issue. Eds. I. Vavilova and S. Plachynda. Lviv: NAUTILUS, 2003; K.: VAITE, 2001, 2003; K.: Academperiodyka, 2003. 730 p. [In Ukrainian]
6. Gainor Chris. To a Distant Day: the Rocket Pioneers. University of Nebraska Press, Lincoln and London, 2008. (see, also, series "Pioneers of Space Exploration Book Collection")
7. Gejda O. Archaeologist and collector Turvont Kibalchic. Bulletin of Chernihiv National Pedagogical University. Series: Historical Sciences, Issue 134 (11), 77—85 (2015). [In Ukrainian].
8. Goncharov A. Faces of revolutionary terror. Nikolai Kibalchich. Available : <https://rusorel.info/lichiny-revolucionnogo-terrora-nikolaj-kibalchich/> [In Russian].
9. Indications N. I. Kibalchich. From V. Kel'ner. March 1, 1881. Execution of Alexander II. (Lenizdat. Leningrad. 1991). 45—46 [In Russian].
10. Ivaschenko V. I., Kravets A. S. Nikolai Kibalchich: historical biogr. documentary story. 2. ed., corr. and add. 287 p. (Aslan, Moscow, 1995). [In Russian]. (see, also, Ivaschenko V.I. Mykola Kibalchich. K.: Molod', 1962. 195 p. [In Ukrainian]; Ivaschenko V., Kravets A. He was waiting for the Galaxy: a document. story. K.: Molod', 1966. 230 p. [In Ukrainian])
11. Kibalchich fuse. Chemistry and chemists. 2012. No 2. Available : http://chemistry-chemists.com/N2_2012/P2/ChemistryAndChemists_2_2012-P2-1.html [In Russian].
12. Kibalchich. Encyclopedia of science by Darling. <http://www.daviddarling.info/encyclopedia/K/Kibalchich.html> (2013).
13. Khramov Yu. A., Kostyuk G. G., Mushkalo Yu. I. Pioneers of Rocket and Space Science and Technology. *Science and Science of Science*, Issue 2 (11), 86—109 (2016). [In Ukrainian].
14. Koltsova Mariya. Nikolay Kibalchich. In series: "Velikie umy Rossii", Vol. 15. M.: Komsomolskaya pravda (2016). [In Russian]
15. Ley W. (1968). Rockets, Missiles and Men in Space. New York: Viking Press.
16. Losiak A., Kohout T., O'Sullivan K., Thaisen K., Weider S. Lunar Impact Crater Database. (Lunar and Planetary Institute, Lunar Exploration Intern Program, 2009); updated by Öhman T. in 2011.
17. Miller Ron. Was This the First Rocketship? Available: <https://io9.gizmodo.com/was-this-the-first-rocket-ship-5985532>
18. Minutko I. A. Three Lives: Kibalchich. In series: "Pioneer - means the first". M.: Molodaya Gvardiya, 1986. 239 p. [In Russian]
19. Mykola Kybalchich. Outstanding Ukrainian Personalities of the Past. Memorial anthology. Editor-in-chief O. Shokalo. 624 p. (Euroimage, Kyiv, 2001) [In Ukrainian].
20. Nevedomskii I. N. N. I. Kibalchich: revolutionary and scholar. Actual problems of aviation and cosmonautics. 3, 1006—1007 (2017). [In Russian].
21. Nikolai Ivanovich Kibalchich. 24 p. (The foreign printing house of the «Narodnaya Volya», London, published in Geneva, 1882). [In Russian].
22. Nikolai Ivanovich Kibalchich. 1854—1881: [Collection of memoirs and other materials]. Ed. F. Diedov [et al.]. 55 p. (St. Petersburg, V. Raspopov, 1906, reprinted in 2015) [In Russian].
23. Pioneers of missile technology. Kibalchich, Tsiolkovsky, Zander, Kondratyuk. Selected Works. M.: Academy of Sciences of the USSR, Institute of History of Science and Technology, 1964. 672 p. [In Russian]
24. Plachynda S. P. The night before the start: stories, document. stories. K.: Radyanskyi pys'mennyk, 1971. 262 p.
25. Poltavskii Il. Inventor Kibalchich. Inventor. No 4 (1929) [In Russian].
26. Rynin Nikolai Alekseevich (1877—1942). Available: <http://www.kosmos-inform.ru/re/rynin-nikolaj-alekseevich-1877-1942-gg.html#more-1745> [In Russian].
27. Rynin N. I. About the project of an aeronautical device of the system N. I. Kibalchich. The Past (Byloe). No 4—5 (32—33). 122—124 (1918) [In Russian].
28. Rynin N. I. Interplanetary communications. Missiles and Direct Reaction Engines: History, Theory and Technology. 216 p. (Leningrad, 1929). 4. [In Russian].
29. Savchuk V. S. The Personality of Nikolai Ivanovich Kibalchich in contemporary historiography: discussion questions. Materials of the thirty-sixth scientific readings «Dniprovskaya orbita». (Dnipro, 2018). 73—79. [In Ukrainian].
30. Sokol'skii V. N. Rockets on solid fuel in Russia. 287 p. (Publisher Academy of Sciences of the USSR, Moscow, 1963). [In Russian].
31. Siddiqi Asis. From Cosmic Enthusiasm to Nostalgia for the Future. A Tale of Soviet Space Culture. From Soviet Space Culture Cosmic Enthusiasm in Socialist Societies. Edited by Eva Maurer, Julia Richers, Monica Rüthers and Carmen Scheide. (Palgrave Macmillan UK, 2011). P. 283—306.
32. Societal Impact of Spaceflight. Ed. by Steven J. Dick and Roger D. Launius. XV. 680 p. (NASA, Washington, 2007). ISBN-10: 1493586246.
33. Strange Angel. The Otherworldly Life of Rocket Scientist John Whiteside Parsons, George Pendle, Harcourt. 350 p. (CA, San Diego, CA, 2005). ISBN 0-15-100997-X.
34. The project of aeronautical apparatus N. I. Kibalchich (P. Schegolev). ThePast (Byloe). 4-5(10-11), 113—121 (1918). [In Russian].
35. Tonkovich R. D. The role of N. I. Kibalchich and N. A. Morozov in space exploration. Scientific conference «Cosmic solutions of terrestrial problems» (to the 50th anniversary of the flight into space by Yu. A. Gagarin) 23—25 March 2011. (Moscow, 2011). Available: <http://forums.vif2.ru/showthread.php?t=1993&p=6719#post6719> [In Russian].

36. Tsybal V. S. On the verge of death: a historical novel. K.: Pronin', 1969. 312 p. [In Ukrainian].
37. Valeir M. The project of the aeronautical device N. I. Kibalchich (1881). From Flying into the world space as a technical opportunity. Under the general ed. prof. V. P. Vetchinkin; Translation, edition and additions of S. A. Shorygin. (ONTI, Moskow-Leningrad, 1936). 261—265. [In Russian].
38. Vavilov S. I. Preface to the Russian translation. From V. Sibruk. Robert Williams Wood. Modern magician of the physical laboratory. (OGIZ, Moskow-Leningrad, 1946). [In Russian].
39. Ventskovsky O., Vavilova I., Yatskiv Ya. They Blazed the Trail for the Space Pioneers: On Some Little-Known Ukrainian Names in the History of Astronautics and Rocketry. From History of Rocketry and Astronautics. Proceeding of the Fortieth History Symposium of the International Academy of Astronautics. Spain, 2006. AAS History Series, IAA History Simposia: Editor Marsha Freeman, 2012, 37, 3—15.
40. Werrett Simon. The Science of Destruction: Terrorism and Technology in the Nineteenth Century. From The Oxford handbook of the History of Terrorism, edited by Carola Dietze and Claudia Verhoeven (Oxford University Press: Oxford, UK, 2014). ISBN-13: 9780199858569.

Received 26.09 2019

V. S. Savchuk¹, N. M. Kushlakova², I. B. Vavilova³

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

² Західнодонбаський інститут Міжрегіональної академії управління персоналом, Павлоград, Україна

³ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ, Україна

МИКОЛА КИБАЛЬЧИЧ В ІСТОРІЇ СВІТОВОЇ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ: ДИСКУСІЙНІ ПИТАННЯ ВІТЧИЗНЯНОЇ І СВІТОВОЇ ІСТОРІОГРАФІЇ

Стаття присвячена історії ракетно-космічної техніки та дискусійним питанням щодо ролі Миколи І. Кибальчича в формуванні принципів створення космічних літальних апаратів. Народоволець Микола І. Кибальчич, перебуваючи перед стратою в тюремному ув'язненні за участь у замаху на царя Олександра II, розробив проект «повітроплавного приладу». В основу цього проекту він поклав ракетодинамічний принцип. Його проект вважається одним з перших, якщо не першим проектом ракетної техніки, що відкриває можливість польотів у космічному просторі. Однак, як показало наше дослідження, така точка зору поділяється не всіма, хто вивчає історію освоєння космосу і ракетно-космічної техніки. У статті розглянуті підходи і погляди, представлені в різних джере-

лах, на роль М. І. Кибальчича в історії ракетно-космічної техніки. Наведено оцінки цієї ролі дослідниками України, Росії, колишнього Радянського Союзу. Проаналізовано погляди на винахід Миколи І. Кибальчича і його роль у розвитку інженерної думки в роботах європейських і американських вчених. Визначено основні тренди альтернативних думок щодо проекту Миколи І. Кибальчича. Критичний аналіз різних точок зору виявив ряд чинників, які справляють негативний вплив на погляди вчених, що розглядають цей внесок. Серед таких факторів відзначаємо революційну діяльність Миколи І. Кибальчича, його участь у вбивстві царя, ідеологізацію його імені в контексті створення «корисного минулого» для радянської космічної програми, інтерпретацію його технічного проекту як незастосовного до ракетно-космічної техніки і т. п. Проведений аналіз і його обговорення дають підстави для відмови від використання таких суджень для оцінки інженерного внеску Миколи І. Кибальчича у розвиток ракетної техніки.

Ключові слова: ракетно-космічна техніка, ракетобудування, історія космонавтики, видатні особистості: Микола Кибальчич.

V. S. Savchuk¹, N. M. Kushlakova², I. B. Vavilova³

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

² Західнодонбаський інститут Міжрегіональної академії управління персоналом, Павлоград, Україна

³ Главная астрономическая обсерватория Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

НИКОЛАЙ КИБАЛЬЧИЧ В ИСТОРИИ МИРОВОЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ: ДИСКУССИОННЫЕ ВОПРОСЫ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ И МИРОВОЙ ИСТОРИОГРАФИИ

Статья посвящена истории ракетно-космической техники и дискуссионным вопросам относительно роли Николая И. Кибальчича в формировании принципов создания космических летательных аппаратов. Народоволец Николай И. Кибальчич, находясь перед казнью в тюремном заключении за участие в покушении на царя Александра II, разработал проект «воздухоплавательного прибора». В основу этого проекта он положил ракетодинамический принцип. Его проект считается одним из первых, если не первым проектом ракетной техники, открывающим возможность полетов в космическом пространстве. Однако, как показало наше исследование, такая точка зрения разделяется не всеми, кто изучает историю освоения космоса и ракетно-космической техники. В статье рассмотрены подходы и взгляды, представленные в различных источ-

никах, относительно роли Н. И. Кибальчича в истории ракетно-космической техники. Приведены оценки этой роли исследователями Украины, России, бывшего Советского Союза. Проанализированы взгляды на изобретение Николая И. Кибальчича и его роль в развитии инженерной мысли в работах европейских и американских ученых. Определены основные тренды альтернативных взглядов о проекте Николая И. Кибальчича. Критический анализ различных точек зрения выявил ряд факторов, оказавших и оказывающих негативное влияние на взгляды ученых, рассматривающих этот вклад. Среди таких факторов отмечаем революционную деятельность Нико-

лая И. Кибальчича, его участие в убийстве царя, идеологизацию его имени в контексте создания «полезного прошлого» для советской космической программы, интерпретацию его технического проекта как неприменимого к ракетно-космической технике и т. п. Проведенный анализ и его обсуждение дают основания для отказа от использования таких суждений для оценки инженерного вклада Николая И. Кибальчича.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, ракетостроение, история космонавтики, выдающиеся личности: Николай Кибальчич.

БЛОКОНСЬКА Юлія Валентинівна — інженер 1-ї категорії Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — побудова карт земного покриття, аналіз та обробка геопросторових даних, класифікація супутникових даних, дистанційне зондування Землі, геоінформаційні системи.

ВАВИЛОВА Ірина Борисівна — завідувач відділу позагалактичної астрономії та астроінформатики Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук, доцент. Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, космічні дослідження, історія науки, астроінформатика.

ГОЛУБЕК Олександр Вікторович — доцент кафедри систем автоматизованого керування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук, доцент.

Напрямок науки — балістика польоту космічних апаратів, оптимізація процесів польоту космічних апаратів.

ГРИЩАК Віктор Захарович — завідувач кафедри прикладної математики і механіки Запорізького національного університету, доктор технічних наук, професор, академік АН ВО України, академік Міжнародної академії наук вищої школи, Заслужений діяч науки і техніки України.

Напрямок науки — стійкість та коливання оболонкових конструкцій аерокосмічної техніки, асимптотичні методи розв'язання задач механіки неоднорідного середовища.

ГРИЩАК Дмитро Дмитрович — провідний науковий співробітник Центрального науково-дослідного інституту озброєння та військової техніки Збройних Сил України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — проектування, конструювання аерокосмічних летальних апаратів, математичне моделювання технічних систем.

ДЕГТЯРЕВ Олександр Вікторович — Генеральний конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», академік Національ-

ної академії наук України, кандидат економічних наук, доктор технічних наук, академік Міжнародної академії астронавтики, заслужений машинобудівник України, почесний робітник космічної галузі України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка, механіка космічного польоту.

ДЕГТЯРЕНКО Павло Глібович — Голова Державного космічного агентства України, Почесний працівник космічної галузі України, член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики, Заслужений машинобудівник України.

Напрямок науки — проектування, конструювання ракетно-космічної техніки, динаміка, та міцність оболонкових конструкцій РКТ.

ДМИТРЕНКО Євген Сергійович — начальник групи Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — розробка малогабаритних ракетних двигунів на твердому паливі.

ДРЕУС Андрій Юлійович — професор кафедри аерогідромеханіки та енергомасопереносу Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, доктор технічних наук, доцент.

Напрямок науки — аеродинаміка і теплообмін космічних апаратів.

ДРОНЬ Микола Михайлович — професор кафедри проектування конструкцій літальних апаратів Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, доктор технічних наук, професор, заслужений працівник освіти і науки України.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка, енергетичні установки космічних апаратів, проблема космічного сміття.

ДУБОВИК Людмила Григорівна — старший науковий співробітник Науково-дослідного інституту енергетики Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — енергетичні установки космічних апаратів, проблема космічного сміття.

Д'ЯЧЕНКО Наталія Миколаївна — доцент кафедри фундаментальної математики Запорізького національного університету, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — стійкість оболонкових конструкцій, контактні задачі теорії пружності.

КОЛОС Людмила Миколаївна — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — системний аналіз, теорія оптимальних рішень, дистанційні аерокосмічні дослідження.

КУССУЛЬ Наталія Миколаївна — заступник директора Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, завідувач відділу інформаційних технологій та систем, доктор технічних наук, професор.

Напрямок науки — інтелектуальні методи та інформаційні обробки даних великого об'єму, зокрема геопросторових даних, розв'язання задач спостереження Землі, машинне навчання та інтелектуальні обчислення, геоінформаційні системи, розподілені обчислення, Sensor Web

КУШЛАКОВА Надія Миколаївна — завідувач відділу наукової роботи Західнодонецького інституту «ПрАТ «ВНЗ МАУП», доктор історичних наук, доцент.

Напрямок науки — історія науки, освіти і техніки.

ЛАВРЕНЮК Микола Сергійович — молодший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, аспірант Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського».

Напрямок науки — дистанційне зондування Землі, неймережевий підхід до картографування земної поверхні з використанням супутникових зображень, тематична обробка супутникових зображень.

ЛЯЛЬКО Вадим Іванович — почесний директор Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, академік НАН України, доктор геолого-мінералогічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії УРСР у галузі науки і техніки, лауреат Державної премії України у галузі науки і техніки, лауреат премії ім. В. І. Вернадського НАН України.

Напрямок науки — розробка теоретико-методичних основ формування пошукових сигналів у приповерхневих шарах і на земній поверхні на основі теорії енергомаєобміну в геосистемах, теоретико-методичне обґрунтування і практичне застосування нових методів в аерокосмічному землезнавстві.

МАГДІН Едуард Костянтинович — провідний конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — розробка ракетних двигунів на твердому паливі.

МИХАЙЛОВ Микола Сергійович — начальник групи Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — розробка малогабаритних ракетних двигунів на твердому паливі.

ОГЛІХ Валерій Вікторович — провідний науковий співробітник Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — розробка малогабаритних ракетних двигунів на твердому паливі.

ПІДГОРОДЕЦЬКА Людмила Володимирівна — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — системний аналіз, дистанційні аерокосмічні дослідження.

ПОПОВ Михайло Олексійович — директор Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, член-кореспондент НАН України, доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — фундаментальні основи і фізичні принципи ДЗЗ, методи і алгоритми інтерактивної інтерпретації аерокосмічних зображень.

САВЧУК Варфоломій Степанович — професор кафедри теоретичної фізики факультету фізики, електроніки та комп'ютерних систем Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, професор, доктор історичних наук, кандидат біологічних наук. Академік Академії наук вищої освіти України, Заслужений працівник освіти України, дійсний член Наукового товариства імені Т. Г. Шевченка.

Напрямок науки — історія науки, освіти і техніки.

СТАНКЕВИЧ Сергій Арсенійович — головний науковий співробітник Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України у галузі науки і техніки.

Напрямок науки — методи та задачі дистанційного зондування Землі, конструкція та оцінювання оптико-електронних знімальних систем, тематична обробка аерокосмічних зображень.

ТОЛОЧЬЯНЦ Геннадій Едуардович — начальник сектору Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — розробка малогабаритних ракетних двигунів на твердому паливі.

ФІЛІППОВ Валерій Віталійович — інженер Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — розробка малогабаритних ракетних двигунів на твердому паливі.

ШЕЛЕСТОВ Андрій Юрійович — професор кафедри інформаційної безпеки Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», провідний науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, професор.

Напрямок науки — інтелектуальні обчислення, методи обробки супутникових даних, інформаційні технології, Grid-обчислення, розробка розподілених систем.

ШЕПТУН Анатолій Дмитрович — головний науковий співробітник Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», доктор технічних наук.

Напрямок науки — механіка космічного польоту.

ШУМІЛЮ Леонід Леонідович — інженер 1-ї категорії Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — побудова карт земного покриття, аналіз та обробка геопросторових даних, класифікація супутникових даних, дистанційне зондування Землі, злиття даних, геоінформаційні системи.

ЯЙЛИМОВ Богдан Ялкапович — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — побудова карт земного покриття, аналіз та обробка геопросторових даних, класифікація супутникових даних, дистанційне зондування Землі, злиття даних, геоінформаційні системи.

ЯЙЛИМОВА Ганна Олексіївна — аспірантка факультету комп'ютерних наук та кібернетики Київського національного університету імені Тараса Шевченка.

Напрямок науки — системний аналіз, дослідження операцій, аналіз даних, різноманітність, прийняття рішень, інформаційні технології, аналіз та обробка геопросторових даних, дистанційне зондування Землі.