



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 26
4(125)
2020

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Пилипенко О. В., Дегтярев М. О., Ніколаєв О. Д., Кли-
менко Д. В., Долгополов С. І., Хоряк Н. В., Башлій І. Д.,
Сілкін Л. О. Забезпечення поздовжньої стійкості
ракети-носія «Циклон-4М» 3

Космічні матеріали та технології

Ільющенко О. Ф., Кривонос О. К., Барай С. Г., Са-
вич В. В. Матеріали і технології порошкової мета-
лургії в компонентах ракетно-космічної техніки.
Перспективи розвитку 21

Дослідження Землі з космосу

Хижняк А. В., Федоровський О. Д. Інтегрування даних
дистанційного зондування Землі та наземної інфор-
мації для розв'язування задач природокористування 31

Ткаченко О. І. Варіант прив'язки наземних об'єктів
за одним космічним знімком 38

Артиушенко М. В., Томченко О. В. Перколяційна мо-
дель для контролю над поширенням заражень лісу
за зображеннями з космічних апаратів 45

Супутникові системи навігації та телекомунікації

Ільченко М. Ю., Наритник Т. М., Присяжний В. І., Ка-
пштик С. В., Матвієнко С. А. Низькоорбітальна
супутникова система інтернету речей на базі розпо-
діленого супутника 57

Правові аспекти космічних досліджень

Малишева Н. Р., Гурова А. М. Моделі правового регу-
лювання діяльності у сфері дистанційного зонду-
вання Землі у світі: досвід для України 86

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Kli-
menko D. V., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V., Bash-
liy I. D., Silkin L. A. Providing of POGO stability of the
Cyclone-4M launch vehicle 3

Space Materials and Technologies

Ilyushchanka A. Ph., Kryvanos A. K., Baray S. G., Sa-
vich V. V. Materials and technologies of powder metal-
lurgy in the components of missile and space engineer-
ing. Prospects of development 21

Study of the Earth from Space

Khyzhniak A. V., Fedorovskyi O. D. Integration of remote
sensing data and ground-based information to solve nat-
ural resources and environmental problems 31

Tkachenko A. I. A version of the geo-referencing of
ground objects using single space snapshot 38

Artiushenko M. V., Tomchenko O. V. Percolation model
to control the distribution of forest infections on images
from space vehicles 45

Satellite Navigation and Telecommunications Systems

Ilchenko M. Yu., Narytnyk T. M., Prisyazhny V. I., Kap-
shchyk S. V., Matvienko S. A. Low-Earth orbital internet
of things satellite system on the basis of distributed satel-
lite architecture 57

Legal Science in Space Exploration

Malysheva N. R., Hurova A. M. Models of legal regula-
tion of the remote sensing activities in the world: Experi-
ence for Ukraine 86

На першій сторінці обкладинки — Ряд вихідних шарів неоднорідних геопросторових даних (див. статтю А. В. Хижняк, О. Д. Федоровський, с. 31).

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 28.09.2020. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 11,55. Обл.-вид. арк. 12,13. Тираж 102 прим. Зам. № 6087.

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/knit2020.04.003>
UDC 629.76

O. V. PYLYPENKO¹, Director, Head of Department, Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dr. Sci. in Tech., Professor, Corresponding Member of the IAA, Honored Worker of Science and Technology of Ukraine, Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine and M. K. Yangel Prize of the National Academy of Sciences of Ukraine
orcid.org/0000-0002-7583-4072

M. A. DEGTYAREV², Chief Designer, Head of the Design Office
orcid.org/0000-0003-0594-9461

O. D. NIKOLAYEV¹, Senior Researcher (staff), PhD in Tech., Senior Researcher, Winner of the M. K. Yangel Prize of the National Academy of Sciences of Ukraine
orcid.org/0000-0003-0163-0891

D. V. KLIMENKO², Head of Department, PhD in Tech., Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine
orcid.org/0000-0003-0594-9461
E-mail: KLYMENKO_DV@hotmail.com

S. I. DOLGOPOLOV¹, Senior Researcher (staff), PhD in Tech., Senior Researcher
orcid.org/0000-0002-0591-4106

N. V. KHORIAK¹, Senior Researcher (staff), PhD in Tech., Senior Researcher
orcid.org/0000-0002-4622-2376

I. D. BASHLIY¹, Senior Researcher (staff), PhD in Tech.
orcid.org/0000-0003-0594-9461

L. A. SILKIN², Leading Engineer
orcid.org/0000-0003-0594-9461

¹ Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine
15 Leshko-Popelya Str., Dnipro, 49005 Ukraine

² Yuzhnoye State Design Office
3 Krivorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

PROVIDING OF POGO STABILITY OF THE CYCLONE-4M LAUNCH VEHICLE

Low-frequency longitudinal (POGO) oscillations of liquid launch vehicles is a phenomenon inherent to almost all liquid rockets. POGO oscillations of launch vehicles can lead to various emergencies: damages of the rocket structure and liquid propellant propulsion system, unacceptable malfunctions of the rocket control system. The use of liquid-propellant rocket engines with an oxidizer-rich staged combustion cycle for the first stage of launch vehicles can introduce a number of features into the POGO stability analysis. First of all, in this case, longitudinal vibrations of launch vehicles can occur due to the low-frequency instability of a liquid propulsion system at frequencies associated with the dynamics of the circuit of the turbopump — gas generator — gas duct. Another feature of these engines is the manifestation of a significant maximum of the module of the engine dynamic pressure gain in the low frequency range (up to 10 Hz), which can lead to POGO instability of the launch vehicle even in the initial part of its flight with significant values of the rocket structure generalized masses for the lower modes of launch vehicle natural vibrations.

To predict the POGO stability of the currently designed Cyclone-4M two-staged launch vehicle, the mathematical model of the low-frequency dynamics of the “propulsion system — rocket structure” system has been developed. The model describes the interac-

Цитування: Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgopopolov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 4 (125). С. 3—20. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003>

tion of the launch vehicle elastic structure longitudinal vibrations with low-frequency processes in the main propulsion system. The developed mathematical model contains a mathematical description of the low-frequency dynamics of the RD-874 main propulsion system (includes four RD-870 engines with oxidizer-rich staged combustion cycle), the launch vehicle structure, and feed lines. As a result of a theoretical analysis of the POGO stability, based on the developed mathematical model, using the Nyquist criterion, it was found that the "propulsion system — rocket structure" dynamic system is unstable with respect to the first mode of the structure longitudinal vibrations at the initial flight time interval (5 s, 70 s). This instability is caused not only by the convergence of the first oscillation frequency of the liquid in the oxidizer feed line and the natural frequency of the first mode of the longitudinal vibrations of the Cyclone-4M launch vehicle structure but also by a significant increase in the (6 Hz — 9 Hz) frequency range of the dynamic gain of the RD-870 engine. It leads to POGO instability of the Cyclone-4M launch vehicle in the indicated interval of the flight time. This pattern of the POGO-instability development was discovered for the first time, and it can be noted as a characteristic feature of this dynamic phenomenon for rocket engines with an oxidizer-rich staged combustion cycle.

To provide the launch vehicle POGO stability, it is proposed to install POGO suppressor in the oxidizer feed lines of the main propulsion system. A mathematical model of the low-frequency dynamics of a POGO suppressor with a bellows gas-liquid separation was developed, and the suppressor parameters were determined. The approach to determining the POGO suppressor parameters to provide the POGO stability of liquid propellant LVs was developed: a rational choice of the POGO suppressor design parameters was carried out based on the conditions of the amplitude stabilization of the "propulsion system with POGO suppressors — rocket structure" open dynamic system.

Keywords: POGO stability of launch vehicle, cavitation phenomena in pumps, bellows type POGO suppressor, dynamic gains of oxidizer-rich staged rocket engine, Nyquist stability criterion.

INTRODUCTION

When creating new or upgrading existing space launch vehicles (LVs), an analysis of longitudinal (POGO) stability is performed. Liquid LV most often lose longitudinal stability due to the dynamic interaction of the LV structure and the main liquid rocket propulsion system during the flight in the case when the frequencies of the lower longitudinal structural oscillation modes converge (coincide) with the frequencies of dynamic processes in the propulsion system.

Longitudinal oscillations of the launch vehicle are unacceptable both for the liquid propellant rocket engines and the LV control system, and for the launch vehicle structure, including the spacecraft launched into working orbits with complex and expensive apparatuses and sensitive equipment. Vibrational loads on the LV and spacecraft during the LV longitudinal instability can exceed the permissible level and lead to failure situations (examples of such unsuccessful LV launches are described, for example, in [6, 7, 10]). In the American aerospace papers, this phenomenon is called POGO oscillations (e. g. [12]).

To date, research centers in the USA, Russia, France, Ukraine, and China have completed a number of works on the problem of the POGO stability of liquid launch vehicles (in particular, [1, 3, 13, 16, 24, 25]). Among the fundamental works on the liquid

rockets POGO stability, one can distinguish a monograph by M. Natanzon [10], methodological articles, and NASA guidance to eliminating the POGO instability of liquid rockets by S. Rubin [12, 20, 21]. The main mechanism of longitudinal instability of liquid launch vehicles is described in the works of M. Natanzon and Sh. Rubin, mathematical models of the low-frequency dynamics of aggregates and systems of rocket engines are developed for the analysis of the POGO stability of LV and methods for studying the vehicle stability in the frequency and time domain. M. Natanzon showed the main method used in the theoretical forecast of the LV POGO stability is the mathematical modeling of launch vehicle dynamics due to the fact of the dynamic interaction of the rocket engine and the rocket launcher cannot be reproduced under various experimental studies in Earth conditions.

The POGO stability of liquid rockets is studied mainly for rocket engines designed without oxidizer-rich staged combustion cycle scheme (in particular, in [3, 13, 14, 17, 23–25]). The results of studies of the POGO stability of these liquid rockets showed the development of POGO oscillations occurred during the operation of these main engines in the final interval of the LV flight time, characterized by relatively small values of the generalized mass of the lower modes of the LV structure. The use of liquid-propellant rocket engines with an oxidizer-rich staged

combustion cycle as the LV first stage main engines can introduce a number of features into the study of the POGO stability of the launch vehicle. First of all, for this case, this is the low-frequency instability of the liquid propulsion system arising at frequencies associated with the low-frequency dynamics of the engine circuit of the turbopump — gas generator — gas duct (as shown in [5]) based on mathematical modeling and fire tests results of this type of engines at throttle modes. This phenomenon can lead to POGO oscillations due to this instability. Another distinctive feature of this type of liquid-propellant rocket engines is the presence of a significant maximum modulus of the engine dynamic gain (for example, see work [14]) at the low-frequency range (from 3 Hz up to 10 Hz). It can lead to the LV POGO instability even in the initial interval of the LV flight path. Providing the LV POGO stability by installing POGO suppressors can be significantly complicated by the cavitation oscillations in the feed system of the rocket engine, as follows from [15].

Thus, the POGO instability of the LV for liquid rocket engines designed with an oxidizer-rich staged combustion cycle, as a physical phenomenon, can manifest itself in a unique form. In this regard, in order to ensure the POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle currently under development, the above-mentioned dynamic phenomena in systems of main rocket engines with an oxidizer-rich staged combustion cycle should be investigated first.

The work aims to determine the features of POGO oscillations in the Cyclone-4M LV being developed



Fig. 1. The Cyclone-4M LV layout

uses liquid-propellant rocket engines with an oxidizer-rich staged combustion cycle and to develop an approach to determining the parameters of the POGO suppressor system to ensure the POGO stability of liquid LVs.

The Cyclone-4M LV is being designed by the Yuzhnoye State Design Office to meet the growing demand for commercial missions to put on spacecraft in low Earth and solar-synchronous orbits [11]. It is the two-staged liquid rocket of the middle class with a tandem stage layout scheme (Fig. 1). The preliminary value of LV starting weight (without payload) is about 2597.6 kN. The design of the first stage of the Cyclone-4M LV was carried out using the results of the development of systems and assemblies of Zenit family liquid launch vehicles [11].

1. POGO STABILITY ANALYSIS OF THE CYCLONE-4M LAUNCH VEHICLE

Theoretical prediction of the liquid launch vehicle POGO stability is based on mathematical modeling of the interaction of the LV structure elastic longitudinal oscillations and low-frequency processes in the LV propulsion system and investigation of the stability of closed “propulsion system — LV structure” dynamic system.

The development of the mathematical model of the dynamical system “propulsion system — LV structure” was carried out in the low-frequency range, considerable for the problem under the study. The upper limit of this range was 50 Hz. Developing the mathematical model of the “propulsion system — LV structure” dynamical system, the aggregation principle [22] was used. At the same time, the feed lines of the propulsion system, the engine, and the LV structure with propellant tanks were the main components in the studied system. So, the developed mathematical model included three blocks of equations. The first block describes the low-frequency dynamic processes in the liquid rocket engine (LRE), the second block describes the fluid dynamics in the feed lines, and the third describes the longitudinal elastic oscillations of the LV structure. At the same time, the mathematical model of the LRE low-frequency dynamics was developed by the models of LRE aggregates and by the models of the hydraulic and gas connecting lines.

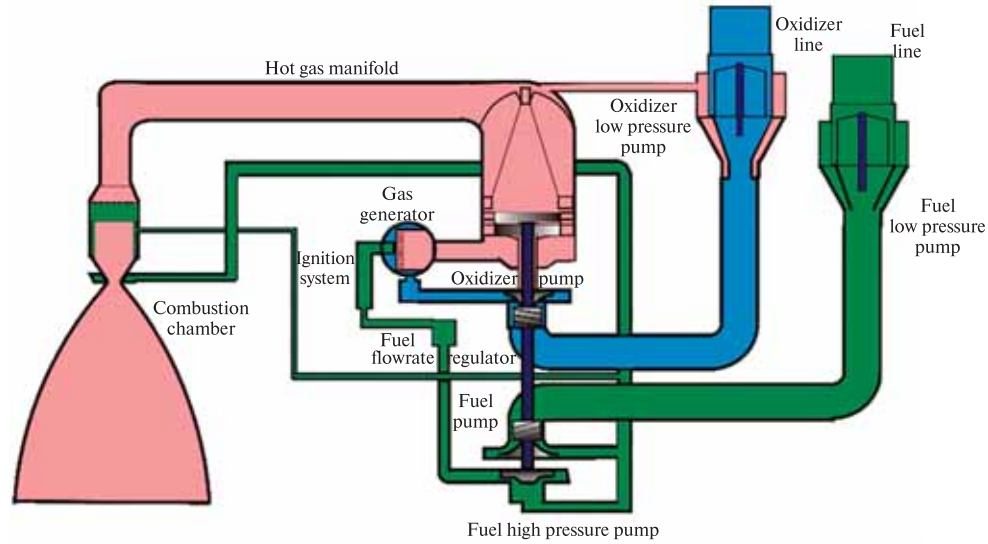


Fig. 2. Simple schematic of hydraulic and gas flowrates in the RD-870 LRE

1.1. Mathematical modeling of the low-frequency dynamics of LRE. Prediction of the dynamic characteristics of the main LRE is the central problem in the theoretical analysis of the LV POGO stability.

The first stage main LRE (RD-870) is designed according to the oxidizer-reach staged combustion cycle scheme with liquid oxygen and kerosene components. Figure 2 shows a simplified schematic of the engine liquid and gas flows. The thrust of the first stage RD-874 main liquid rocket propulsion engine system (LRPE) is 3178 kN near the Earth's surface and 3554 kN in the vacuum [11]. This LRPE consists of the four RD-870 engines.

The mathematical model of RD-870 LRE low-frequency dynamics is developed using theoretical advances in scientific works [7, 8, 14, 15, 22]. The model includes the dynamics equations of the main engine elements: liquid and gas lines, turbopumps (among other factors, the equations of cavitating oxidizer and fuel pumps' dynamics), the LRE gas generator, the LRE combustion chamber, the fuel flow regulator and other LRE elements. A system of linearized differential equations, describing the LRE low-frequency dynamics, is represented as follows [7]:

$$\sum_{i=1}^n [a_{\kappa i} \delta \dot{x}_i + b_{\kappa i} \delta x_i + c_{\kappa i} \delta x_i(t - \tau_{\kappa i})] = d_{\kappa} \delta y_{\kappa}, \quad (1)$$

$$\kappa = 1, \dots, n,$$

where $\delta x_i, \delta y_{\kappa}$ are the deviations of engine parameters and forced actions; $a_{\kappa i}, b_{\kappa i}, c_{\kappa i}$ are the system coefficients, depending on the design and operating engine parameters; $\tau_{\kappa i}$ is the time delay ($\tau_{\kappa i} \neq 0$ only in the equations of the LRE gas lines low-frequency dynamics).

The engine dynamic properties are characterized by LRE amplitude-phase frequency characteristics, describing the steady-state harmonic forced oscillations of the system parameters occurring under the influence of external harmonic forcing. To determine the frequency responses of the investigated engine RD-870, the transformation to the form of the system (1) is made in the frequency domain. The resulting mathematical model is the system of algebraic equations with complex coefficients:

$$(j\omega a_{\kappa i} + b_{\kappa i} + c_{\kappa i} e^{-j\omega\tau}) \delta \bar{x}_i = d_{\kappa} \delta \bar{y}_{\kappa}. \quad (2)$$

The frequency responses are determined from the system (2) and represent the ratio of the complex amplitudes of the system parameters' oscillations to the complex amplitudes of the external forcing:

$$\frac{\delta \bar{x}_i}{\delta \bar{y}_{\kappa}} = W_i(j\omega) = \text{Re}_i(\omega) + j\text{Im}_i(\omega) = A_i(\omega) e^{-j\varphi_i(\omega)}, \quad (3)$$

where $\text{Re}_i(\omega)$ and $\text{Im}_i(\omega)$ are the real and imaginary parts of the engine frequency response, $A_i(\omega)$ and $\varphi_i(\omega)$ are the amplitude and phase of the engine frequency response.

The main frequency responses of the RD-870 LRE necessary for analyzing the LV POGO stability are the input impedances and the engine pressure dynamic gains. They can be obtained based on the LRE calculated frequency responses (3).

The engine input impedances $Z_{in}^{ox}(j\omega)$ and $Z_{in}^f(j\omega)$ are the ratios of the complex amplitudes of pressure oscillations and a propellant flow rate at the LRE inlet in the oxidizer line and the fuel line correspondingly:

$$\begin{aligned} Z_{in}^{ox}(j\omega) &= \frac{\delta \bar{p}_{in}^{ox}(j\omega)}{\delta \bar{G}_{in}^{ox}(j\omega)}, \\ Z_{in}^f(j\omega) &= \frac{\delta \bar{p}_{in}^f(j\omega)}{\delta \bar{G}_{in}^f(j\omega)}. \end{aligned} \quad (4)$$

It sets the boundary conditions at the end of the feed lines of the oxidizer and fuel (from the engine side).

The rocket engine pressure dynamic gains in the oxidizer and the fuel channel ($W_{en}^{ox}(j\omega)$ and $W_{en}^f(j\omega)$) are the ratios of the complex amplitude of the pressure oscillations in the combustion chamber to the complex amplitude of the pressure oscillations at the inlet of the corresponding LRE propellant feed line:

$$\begin{aligned} W_{en}^{ox}(j\omega) &= \frac{\delta \bar{p}_{cc}(j\omega)}{\delta \bar{p}_{in}^{ox}(j\omega)}, \\ W_{en}^f(j\omega) &= \frac{\delta \bar{p}_{cc}(j\omega)}{\delta \bar{p}_{in}^f(j\omega)}. \end{aligned} \quad (5)$$

The dynamic gains of the first stage LV main engine RD-870 and the impedances at the inlet of the oxidizer and fuel low-pressure pumps were calculated taking into account cavitation phenomena in the pumps for various combinations of nominal and limiting (from the LRE operating range) pressure and temperature values at the engine inlet. The computation results — the input impedance modules and dynamic gains (by pressure) of the RD-870 engine at the LOX inlet and the fuel inlet of low-pressure pumps are presented in Fig. 3, 4. The numbers 1, 2 indicate the curves for the following computation cases: curve 1 is a gain (or impedance) without taking into account pump cavitation; curve 2 is a gain (or impedance) taking into account pump cavitation at the nominal pressure and nominal temperature values.

From the analysis of the results, taking into account cavitation phenomena in the pumps led to a

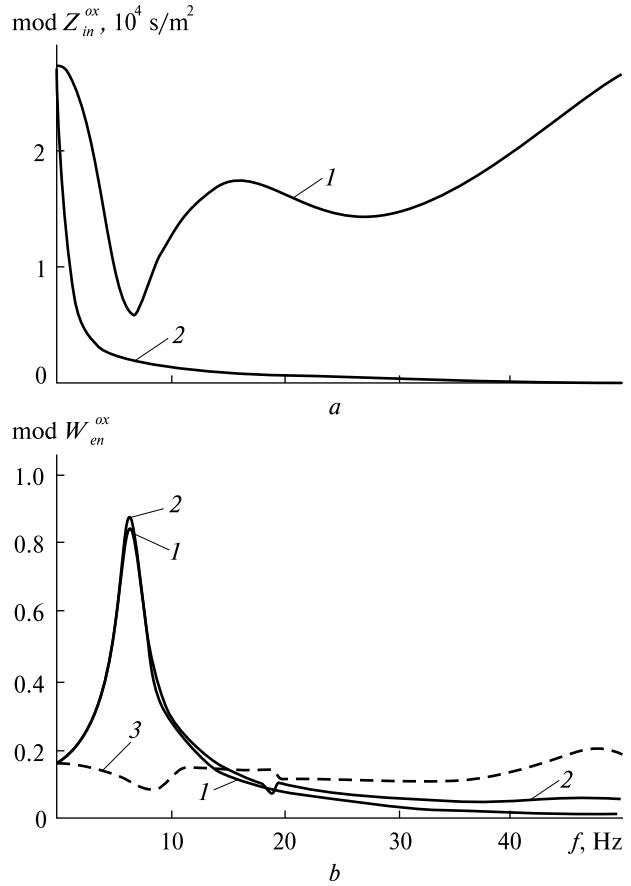


Fig. 3. Modules of the input impedance (a) and the pressure dynamic gains of the main LRE (b) for the oxidizer channel at LRE nominal pressure - temperature conditions (curve 1 is modules without taking into account pump cavitation, curve 2 is modules taking into account pump cavitation, curve 3 is module taking into account pump cavitation for an LRE gas-generator cycle engine)

significant quantitative and qualitative changes in the input impedance modulus of the main LRE $Z_{in}^{ox}(j\omega)$ for the engine oxidizer channel. It is explained mainly by the effect of the cavitation cavities' elasticity in inducer pre-pumps (Fig. 3, a). The effect of pump cavitation formations on the resonant increasing of the RD-870 engine dynamic gain for the engine oxidizer channel $W_{en}^{ox}(j\omega)$ wasn't so significant as, for example, for a similar LRE with oxidizer-reach staged combustion scheme, given in [8]. For the LRE under research the calculated maximum of module $W_{en}^{ox}(j\omega)$ observed (see Fig. 3, b) at frequencies of 6–7 Hz (i. e. at oscillation frequency range less than

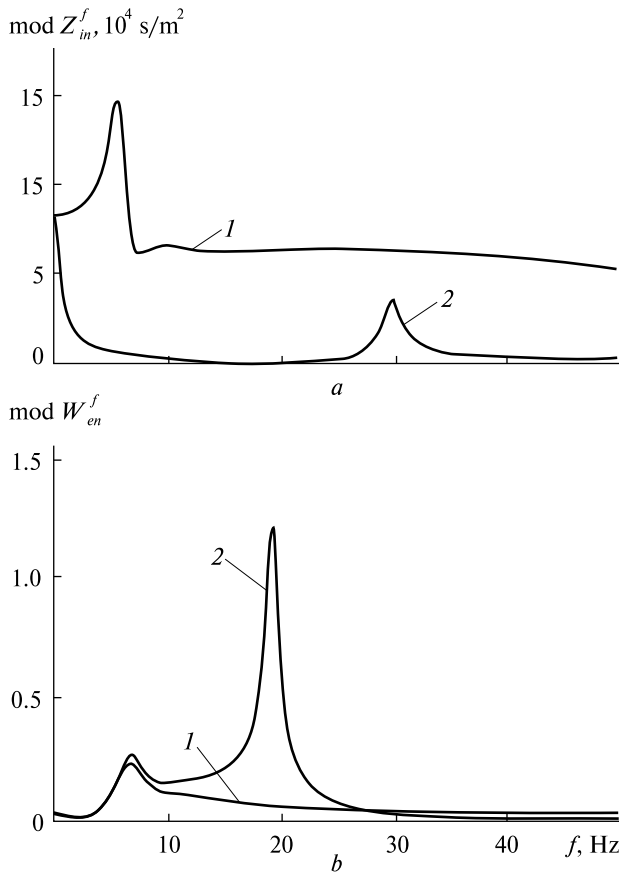


Fig. 4. Modules of the input impedance (a) and the pressure dynamic gain of the main LRE (b) for the engine fuel channel at the LRE nominal pressure - temperature conditions (curve 1 is modules without taking into account pump cavitation, curve 2 is modules taking into account pump cavitation)

10 Hz and dangerous to the self-oscillating POGO of launch vehicle) increased in 5 % (up to the value of 0.9).

At the same time, using the results presented in Fig. 4, it comes clear that taking into account cavitation phenomena in the low pressure and main fuel pump led to a five-fold increase in the modulus of the pressure dynamic gain of the LV first stage LRE for the engine fuel channel $W_{en}^f(j\omega)$ at an oscillation frequency of 18.0 Hz and to 7.0 % increase at an oscillation frequency of 7.0 Hz. In addition, taking into account cavitation led to a significant change in the input impedance module $Z_{in}^f(j\omega)$ of the main LRE at the fuel low-pressure pump inlet (Fig. 4, curve 1 corresponds to the computation case of without tak-

ing into account cavitation, curve 2 — to the computation case of taking into account cavitation for LRE nominal operating parameter values).

1.2. Mathematical modeling of cavitation phenomena in pumps. Taking into account cavitation phenomena in LRE pumps is fundamentally important for reliable prediction of the dynamic characteristics of LPRE and for predicting the LV POGO stability in general. It is known, e. g. from [10, 15], that cavitation in pumps with inducer leads to a noticeable decrease in the natural frequencies of fluid oscillations in the feed line compared to acoustic frequencies, and also leads to increase in the pressure dynamic gains of the LRE pumps during gain resonant increase (see Fig. 3, b and Fig. 4, b). As cavitation develops (in particular, with a decrease in pressure and flow rate at the inlet to the pump), the pump input impedance module decreases, and the pump dynamic gain modulus increases.

Accounting for cavitation phenomena in the low-pressure and main pumps of the RD-870 engine was developed according to the theory of cavitation oscillations in pump systems. This theory summarizes the results of numerous theoretical and experimental studies of cavitation oscillations in hydromechanical systems [15]. The basic input data for the numerical determination of the cavitation flow parameters in the flow part of the pumps are the geometric parameters of the pump — the inner and the outer diameter of the inducer, the angle of inducer blades, the number of blades, and the LRE operational parameters — pump rotation speed, flowrate coefficient, and pressure cavitation breakdown.

The basic equations in the mathematical model of the low-frequency dynamics of the cavitating pump according to [15] are follows:

- the equation of the dynamics of cavitation cavities in the flow part of inducer and centrifugal pump, obtained from the solution of the problem of non-steady-state cavitation flow past the flat plate cascade of inducer:

$$\delta P_1 = B_1 \delta P_1 + B_2 \delta G_1 + B_1 T_{cav} \frac{d\delta V_{cav}}{dt}, \quad (6)$$

- equation of mass of fluid conservation in the flow part of the pump

$$\gamma \frac{d}{dt}(\delta V_{cav}) + \delta G_1 - \delta G_2 = 0, \quad (7)$$

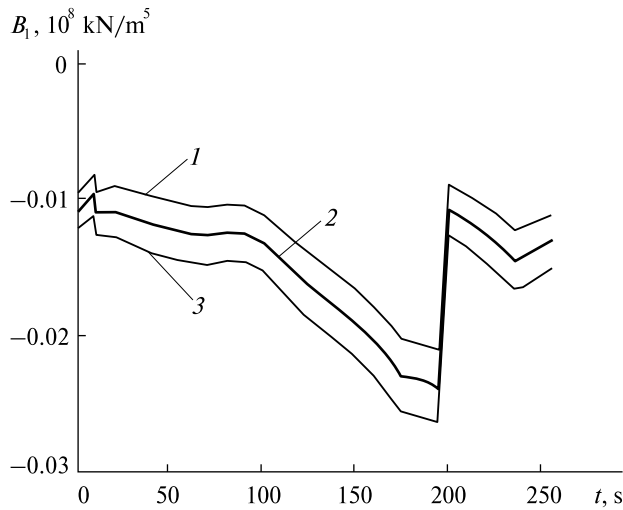


Fig. 5. Dependence of the elasticity B_1 cavitation cavities in the flow part of the oxidizer low-pressure pump on the LV flight for various temperature and pressure combinations at the pump inlet: at minimum pressure and maximum temperature (curve 1), at nominal pressure and temperature (curve 2); at maximum pressure and minimum temperature (curve 3)

- equation for determining the pressure at the outlet of the pump

$$\delta P_2 = A_N \cdot \delta n + \varepsilon \delta V_K + s \delta G_2 - I_H \frac{d}{dt}(\delta G_2) + \delta P_1, \quad (8)$$

where B_1 , B_2 , T_{cav} , V_{cav} are the parameters of the inducer pump cavitation flow (cavitation elasticity, cavitation resistance, the time constant of cavitation cavities and the volume of cavitation cavities in the pump), n is the pump rotation speed, P_1 , P_2 , G_1 , G_2 are the pressure and weight flow rate at the input and at the outlet of the pump, I_H is the inertial resistance factor of the inducer and centrifugal pump, S , A_N are partial derivatives of the pressure head of the flow rate and pump rotation speed at the operating point.

Comparison of the numerous results of experimental and theoretical investigations of pumps of various sizes [18] showed that for values of the flow coefficient in the range of 0.3–0.8, the hydrodynamic model of cavitating inducer centrifugal pumps makes it possible to describe the LRE low-frequency dynamics and to determine the oscillations frequencies and stability boundaries of pumping systems with satisfactory accuracy. Note that the nominal value of the flow coefficient of the LRE oxidizer low-pressure pump is 0.534.

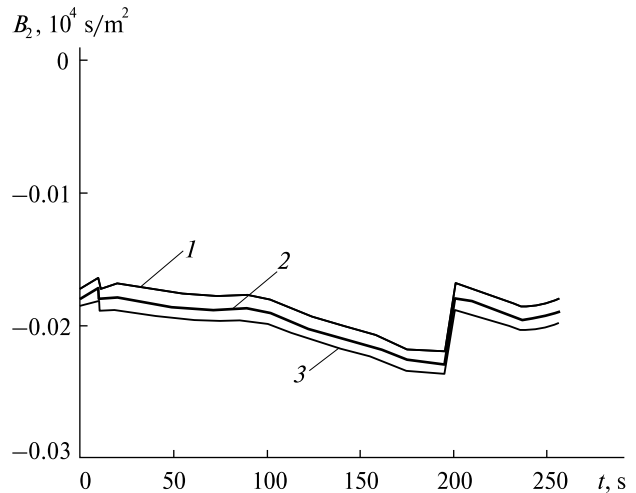


Fig. 6. Dependence of the negative cavitation resistance B_2 of the oxidizer low-pressure pump on the LV flight time for various temperature and pressure combinations at the pump inlet: at minimum pressure and maximum temperature (curve 1), at nominal pressure and temperature (curve 2); at maximum pressure and minimum temperature (curve 3)

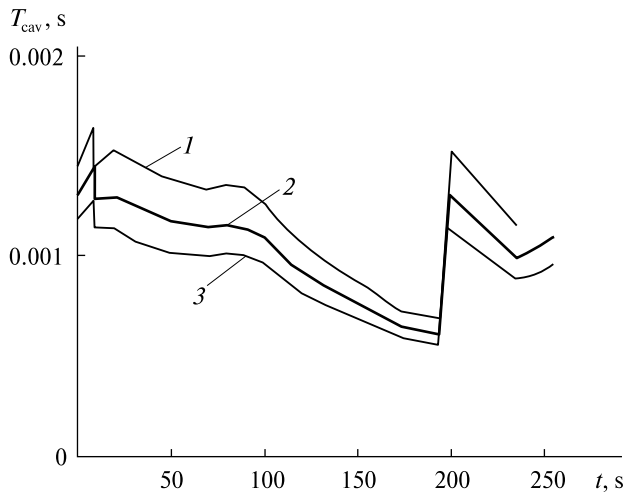


Fig. 7. Dependence of the cavitation time constant T_{cav} of the oxidizer low pressure pump on the LV flight time for various temperature and pressure combinations at the pump inlet: at minimum pressure and maximum temperature (curve 1), at nominal pressure and temperature (curve 2); at maximum pressure and minimum temperature (curve 3)

In Fig. 5–8 as an example, the results of determining the cavitation flow parameters B_1 , B_2 , T_{cav} , V_{cav} for the oxidizer low-pressure pump are given, depending on the LV flight time. The indicated pa-

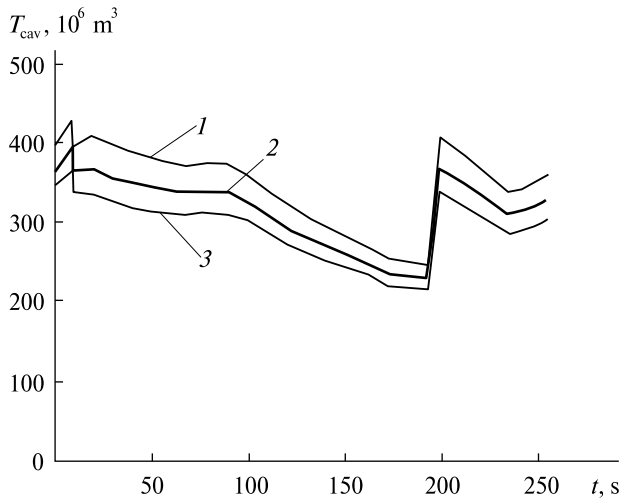


Fig. 8. Dependence of the total volume of cavitation cavities V_{cav} of the oxidizer low-pressure pump on the LV flight time for various temperature and pressure combinations at the pump inlet: at minimum pressure and maximum temperature (curve 1), at nominal pressure and temperature (curve 2); at maximum pressure and minimum temperature (curve 3)

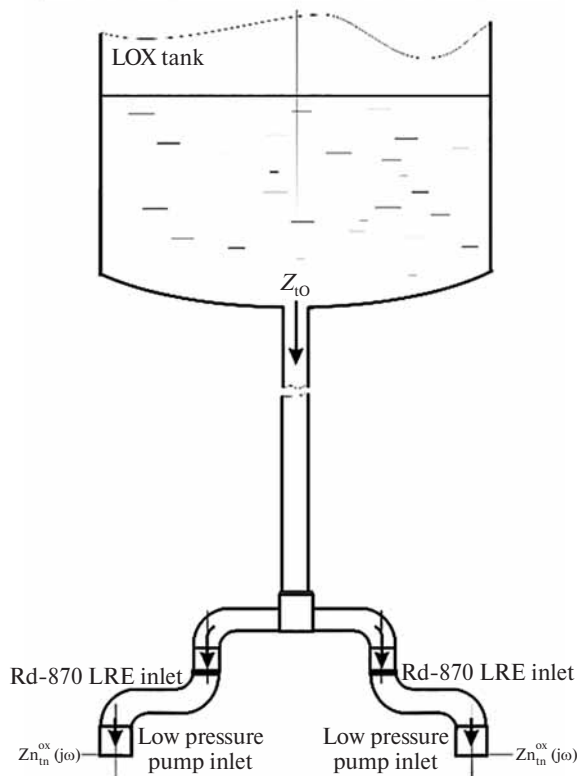


Fig. 9. Simple computation scheme of the oxidizer feed system of the LRE RD-874

rameters are computed for various combinations of the limiting (minimum and maximum) and nominal values of temperature and pressure of liquid oxygen from the LRE operating range. Curves 1, 2, 3 show the calculation results for the case of minimum pressure and maximum temperature, nominal pressure and temperature, and maximum pressure and minimum temperature accordingly.

The calculated values of the cavitation flow parameters in the oxidizer and fuel pumps were used to develop the system of equations (1). Based on the system of equations (1), the dynamic gain factors of the main LRE of the first stage Cyclone-4M LV (for the engine oxidizer and fuel lines) were determined. Besides, the input impedance values at the input to low-pressure pumps needed for the LV POGO stability analysis of the Cyclone-4M LV based on the Nyquist criterion were determined.

1.3. Mathematical modeling of low-frequency dynamics of the LPRE feed system. The feed system lines for the LV first stage LRE RD-874 are made with branched thin-walled pipe-lines of relatively large length (Fig. 9). Developing a mathematical model of the low-frequency dynamics of the “LPRE — LV structure” closed system, the feed lines of the oxidizer and fuel were considered as systems of distributed parameters, taking into account the fluid compressibility and the ductility of the feed lines walls.

The mathematical model of the fluid dynamics in the feed lines of the main LRE RD-870 included the equations of unsteady fluid motion and the continuity equations [10]. Taking into account the acceleration of the LV structure during its flight, this mathematical model had the following form:

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{g \cdot F} \cdot \frac{\partial G}{\partial t} + \frac{k}{g \cdot F} \cdot G = \chi \ddot{q} \frac{\gamma_{lq}}{g} \cos \alpha, \\ \frac{\partial G}{\partial z} + \frac{g \cdot F}{c^2} \cdot \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases} \quad (9)$$

where p , G are pressure and weight flow rate of the liquid, t is time, z is the axial (longitudinal) coordinate of the pipe-line axis, F is the area of the pipe-line cross section, k is a reduced factor of linear friction per unit length of the line length l , $\bar{G}$ is weight fluid flow rate at steady operation, g is a gravity acceleration, c is the sound speed in a liquid in a pipeline with elastic walls, q is the generalized

coordinate in the equation of longitudinal oscillations of the studied longitudinal mode of the rocket structure, χ is a coefficient of the natural shape of the rocket structure longitudinal oscillations in the section of the pipe-line bracing, $\chi\ddot{q}$ is an acceleration of the pipe-line section along the longitudinal axis of the rocket, γ_{lq} is the liquid specific weight, α is the angle between the rocket longitudinal axis and the symmetry axis z of the feed line section.

In accordance with the approach [4], generalizing the impedance method [15] in the case of multidimensional and distributed external forces, a moving fluid in each section of the pipe-line was considered as an active quadripole.

For the rocket POGO stability analysis, the values of the resonant frequencies of fluid oscillations in the LRE feed lines (indicated as the oxidizer feed lines' low-frequency modes f_{ox1} , f_{ox2} and the fuel feed lines' low-frequency modes f_{f1} , f_{f2}) and the change in their values during the flight time according to the pressure and temperature change of the propellant at the engine inlet and the LRE operation mode in thrust (pressure in the combustion chamber) are of the primary interest. The dependences of these oscillation frequencies on the LV flight time are presented in Fig. 10. These dependences are obtained from (9) according to the results of calculations of the dynamic gains $W_{fl}^{ox}(j\omega)$ and $W_{fl}^{fuel}(j\omega)$ for the oxidizer and fuel feed lines of the LV first stage.

1.4. Mathematical modeling of the Cyclone-4M LV structure low-frequency dynamics. For mathematical modeling of Cyclone-4M LV structure free oscillations, the one-dimensional oscillatory motion was considered only along the longitudinal axis. The estimated scheme of free longitudinal oscillation of the LV structure was built based on LV structural layout (see Fig. 1).

In the developed Cyclone-4M LV computation scheme, the LV structure is represented by an elastic thin-walled rod of the variable cross-section for a geometrically unchanged contour and free ends. There are elastically connected concentrated masses (oscillators) simulating oscillations of individual structural elements of the LV structure and liquid propellant in the tanks on the longitudinal axis of this rod in its various sections. The oscillations of each oscillator are a mechanical analog of the correspond-

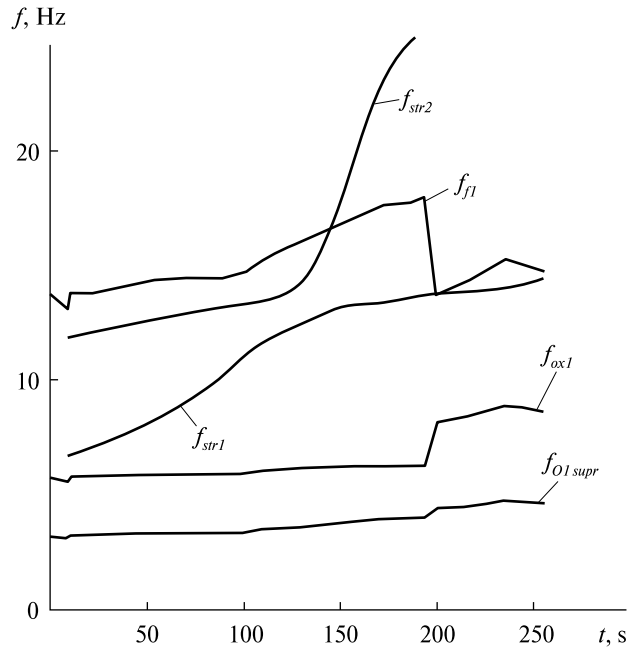


Fig. 10. Calculated dependences of the first and second modes of natural frequencies (f_{str1} , f_{str2}) of the Cyclone-4M LV structure longitudinal vibrations, the resonant frequencies (f_{ox1} and f_{O1supr}) of liquid oscillations in the first stage LV oxidizer feed system for the case without POGO suppressor in the feed line and for the case with POGO suppressor in the feed line, and resonant frequency in the fuel feed system f_{f1} on flight time t

ing mode of fluid oscillations in the elastic tank or engine elastic oscillations (more precisely, the “elastic frame and LRE” subsystems) for rocket structure longitudinal oscillations. The LRE masses and liquids in the propellant tanks of the LV first stage were taken into account in the computation scheme as the masses of the LV individual structural elements.

The longitudinal displacements of the main first stage LRE relative to the plane of engine bracing to the LV structure were presented in the computation scheme as concentrated mass displacements on elasticity, simulating engine longitudinal oscillations for the fundamental frequency of the oscillation “elastic frame — LRE” subsystem. This elasticity was attached to the rod element. The axial coordinate of this rod element corresponds to the plane of engine bracing to the LV structure. The longitudinal oscillations of the LV second stage propulsion system were modeled in the same way.

The two lower (dominant) modes of the longitudinal oscillations of liquid in the LV first stage tanks (oxidizer and fuel) were taken into account in the computation scheme of the Cyclone-4M LV structure. The masses and frequencies values of the attached equivalent oscillators simulating the liquid longitudinal oscillations in the LV first stage tanks (with the 1st and 2nd modes frequencies) were calculated by modeling the free longitudinal oscillations of the liquid in the cylindrical tanks. The modeling was carried out for several levels of tank filling corresponding to different moments of the Cyclone-4M LV flight time during the operation of the LV first stage propulsion system. In this case, the liquid surface wave oscillations were not taken into account.

The calculated dependences of the frequencies f_{str1}, f_{str2} of the lower two modes of the LV structure longitudinal oscillations as a function of the active LV flight time during the operation of first stage main engines are shown in Fig. 10. Here, for comparison, the time dependences of the calculated frequencies (at the oxidizer line f_{oxl} and fuel line f_{fl}) of liquid oscillations in the feed system of the Cyclone-4M LV first stage propulsion system are shown.

The frequency responses of the Cyclone-4M LV structure were determined based on the equations of structure forced elastic longitudinal oscillations in deviations for generalized normal coordinates $q_i(t)$:

$$\delta \ddot{q}_i + \frac{\Delta_i \omega_i}{\pi} \delta \dot{q}_i + \omega_i^2 \delta q_i = \frac{\beta_{Dli} \bar{R}}{m_{pi} \bar{p}_{cc}} \delta p_{cc} \quad (i=1, \dots, n), \quad (10)$$

where q_i is the generalized coordinate of the i mode of LV structure elastic longitudinal oscillations, ω_i , Δ_i are angular (circular) frequency and decrement of the i mode of LV structure natural oscillations, β_{Dli} is the shape factor of the i mode of natural longitudinal oscillations of LV structure at the point of the first stage LRE mounting, m_{pi} is the i mode reduced mass of the LV structure longitudinal oscillations, R is the nominal value of the propulsion thrust of the LV first stage (it is supposed that the engine thrust amplitudes are directly proportional to the amplitudes of the pressure oscillations in the LRE combustion chamber [10]), n_T is the modes' number of LV structure

natural longitudinal oscillations, taken into account in the mathematical model of the closed "LRE — LV structure" dynamic system, δ is a symbol indicating a small deviation of the parameter from its steady-state value.

The LV structure frequency responses were computed as the ratio of the complex amplitude of the LV structure generalized coordinate oscillations to the complex amplitude of the pressure oscillations in the LRE combustion chamber:

$$W_{str}(j\omega) = \frac{\delta q_i}{\delta p_{cc}}(j\omega) = \frac{\beta_{Dli} \bar{R}}{m_{pi} \bar{p}_{cc} \left(-\omega^2 + j\omega \cdot \frac{\Delta_i \omega_i}{\pi} + \omega_i^2 \right)}, \quad (11)$$

ω is the current value of the angular (circular) frequency changing from 0 to ω_{max} , j is the imaginary unit (square root of -1).

1.5. The results of the Cyclone-4M LV POGO stability analysis. The Cyclone-4M LV POGO stability analysis was developed based on a study of the closed "LRE — LV structure" dynamic system using the Nyquist stability criteria in the form given in [10]. The open system frequency responses $W_{ol}(j\omega)$ were calculated for the LV flight time interval during operation of the LV first stage LRE for various values of system parameters: spacecraft masses (from the range of its design values 500 kg up to 5000 kg), operational parameters of the first stage main LRE — pressures and temperatures of the propellants at the inlet to the main LRE RD-870 (for different combinations of their nominal, minimum and maximum values). The frequency response $W_{ol}(j\omega)$ of the open "LRE and LV structure" system was calculated as the product of the corresponding open subsystem frequency responses along the oxidizer and fuel lines:

$$W_{ol}(j\omega) = W_{ol}^{ox}(j\omega) + W_{ol}^{fuel}(j\omega), \quad (12)$$

where $W_{ol}^{ox}(j\omega)$ and $W_{ol}^{fuel}(j\omega)$ are the frequency responses of the open system along the oxidizer and fuel lines.

The oxidizer line and the fuel line were investigated in the open "LRE — LV structure" system as dynamic subsystems consisting of three connected links: the LV structure, feed line, and engine.

In summary

$$W_{ol}^{ox}(j\omega) = W_{str}(j\omega) \cdot W_{fl}^{ox}(j\omega) \cdot W_{en}^{ox}(j\omega), \quad (13)$$

$$W_{ol}^{fuel}(j\omega) = W_{str}(j\omega) \cdot W_{fl}^{fuel}(j\omega) \cdot W_{en}^{fuel}(j\omega), \quad (14)$$

where $W_{fl}^{ox}(j\omega)$ and $W_{fl}^{fuel}(j\omega)$ are the dynamic gains of the oxidizer and fuel feed lines by the external forces; $W_{en}^{ox}(j\omega)$ are the engine pressure dynamic gains along the oxidizer and fuel lines.

The POGO stability of the dynamic “LRE — LV structure” system was computed from the conditions of system amplitude stabilization [10]:

$$\text{mod } W_{ol}(j\omega) < 1, \quad 0 < \omega < \omega_{\max}. \quad (15)$$

The open system frequency responses $W_{ol}(j\omega)$ were calculated separately for each mode of oscillations of the LV structure for a minimum value of LV structure oscillations decrement. When investigating the LV stability, the cases of separate and combined accounting of the LRE oxidizer and fuel part were analyzed in the mathematical model of the dynamic “LRE — LV structure” system.

Analysis of the computation results showed that for the studied “LRE — LV structure (I mode)” dynamic system, condition (15) don't satisfy. As it is shown in Fig. 11, 12, the $W_{ol}(j\omega_{str1})$ frequency response modules mod of the open “LRE — LV structure (I mode)” system in the range of the LV flight time (5 s, 70 s) significantly exceeds unity, reaching a maximum value of 3.4. In Fig. 11, sub numbers 1—3 show the results obtained for various combinations of propellant (LOX) pressure and temperature at the LRE inlet (1 is minimum pressure and maximum temperature, 2 is nominal pressure and temperature, 3 is maximum pressure and minimum temperature).

The nonstability of the dynamic “LRE — LV structure (I mode)” system in the range (5 s, 70 s) of the LV flight time is, first of all, the result of the resonant dynamic interaction of the LV structure and the LRE oxidizer feed system. It happens for close values of the oscillations first mode frequency f_{ox1} of the liquid in the LRE oxidizer feed line and the 1st mode natural frequency f_{str1} of the LV structure longitudinal oscillations. The first mode frequency f_{ox1} of the fluid oscillations in the LRE oxidizer feed line in this interval of flight time varies in the range from 6.0 Hz to 8.0 Hz, and the frequency f_{str1} — from

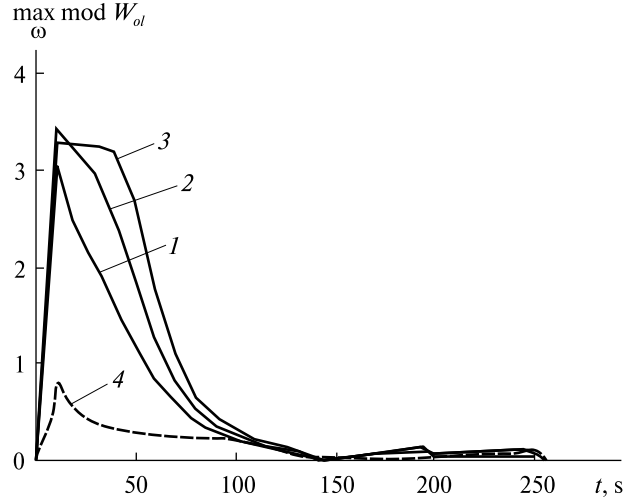


Fig. 11. Dependences of the maximum value of frequency response module of the open “LRE — LV structure (I mode)” system on the LV flight time t (1 is a case of minimum pressure and maximum temperature, 2 is a case of nominal pressure and temperature, 3 is a case of maximum pressure and minimum temperature, 4 is a case of the LRE with the gas-generator cycle at nominal pressure and temperature)

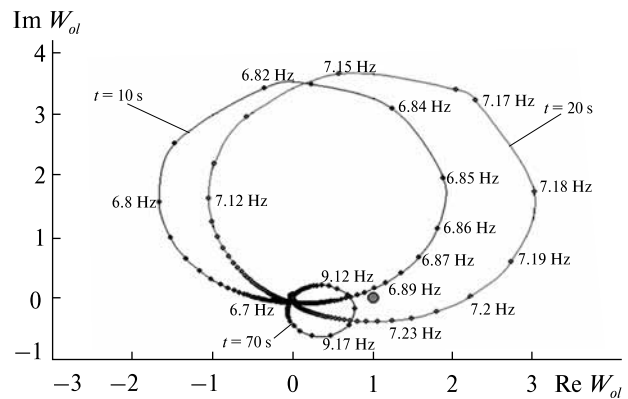


Fig. 12. Nyquist diagrams hodographs $W_{ol}(j\omega)$ of the open “LRE — LV structure (I mode)” system for $t = 10$ s; 20 s; 70 s of flight times

6.75 Hz to 9.1 Hz (see Fig. 10). At the same time, the dependency curves $f_{ox1}(t)$ and $f_{str1}(t)$ are close, but not intersecting.

So, the dynamic interaction of the oxidizer feed line and the LV structure in the closed “LRE — LV structure (I mode)” system occurs in conditions of internal resonance. It leads to a critical increase (up to 3 or more units) of the frequency response module

mod $W_{ol}(j\omega_{str1})$ of the open “LRE — LV structure (I mode)” system at the LV structure natural circular frequency ω_{str1} . Such a significant increase in $\max_{\omega} \text{mod } W_{ol}(j\omega_{str1})$ is caused not only by the convergence of the first oscillation frequency of the liquid in the oxidizer feed line and the first mode natural frequency of the Cyclone-4M LV structure longitudinal oscillations. It is also caused by the very significant value of dynamic gain of the engine RD-870 for oxidizer reach staged combustion scheme at the frequency range from 6 Hz to 9 Hz (see Fig. 3, *b*). It leads to POGO instability in the initial interval of the Cyclone-4M LV flight time (5 s, 70 s).

It was found by calculation that the dynamics of the “turbopump — gas generator — gas path” circuit significantly affects the dynamic gain of the RD-870 engine, developed according to the with oxidizer-rich staged combustion cycle scheme, and the POGO stability of the investigated “LRE — LV structure” system. So, at the frequency range from 6 Hz to 9 Hz, the modulus of the dynamic gain $\text{mod } W_{en}^{ox}(j\omega)$ of the RD-870 engine (Fig. 3, *b*, the curves 1, 2) significantly (at least in 5 times) exceeds the values of a similar dynamic characteristic computed without taking into account the feedback between the pressure at the oxidizer pump inlet and the pressure in the LRE gas generator, that is realized in the “turbopump — gas generator — gas path” circuit through the turbopump shaft speed (Fig. 3, *b*, the curve 3). Time delays in the equations of the dynamics of LRE gas paths play an important role in the implementation of this feedback [8]. Note that in rocket engines without oxidizer-rich staged combustion cycle, this feedback in the above low-frequency range is practically absent, and the graph of the dynamic gain modulus of engines of such combustion cycle usually has a form similar to curve 3.

Fig. 11 shows the results of computation of the modulus of the dynamic gain $\text{mod } W_{ol}(j\omega_{str1})$ of the open-loop system taking into account the feedback between the pressure at the LRE oxidizer pump inlet and the pressure in the gas generator (curve 2) and without taking it into account (curve 4). A significant decrease in the values of the module dynamic gain $\text{mod } W_{ol}(j\omega_{str1})$ of the RD-870 engine, calculated without taking into account this feedback, led to a significant decrease (to 0.84) in the frequency re-

sponse module $\text{mod } W_{ol}(j\omega_{str1})$ of the open-loop “LRE — LV structure (I mode)” dynamic system. It resulted in the stabilization of the system in the investigated closed-loop dynamic system “LRE — LV structure (I mode)” (see Fig. 11, curve 4). This pattern of the POGO-instability development was discovered for the first time, and it can be noted as a characteristic feature of this dynamic phenomenon for rocket engines with an oxidizer-rich staged combustion cycle.

The computation results showed that the dynamic interaction of the LV structure and the LRE fuel feed line occurs for resonance conditions due to the convergence (coincidence) of the fluid oscillations first mode frequency in the LRE fuel line with the longitudinal oscillations LV structure first — third mode natural frequencies (in particular, at $t = 130$ s and $t = 200$ s). The dynamic “LRE — LV structure” system is stabilized for the LV second and third modes POGO oscillations and also has satisfactory stability margins. Moreover, the maximum values of the frequency response $\text{mod } W_{ol}(j\omega_{str1})$ modulus of the open system are less than 0.66.

Finally, it was computed that the Cyclone-4M LV loses POGO stability at the structure oscillations first mode in the flight time interval (5 s, 70 s) during operation of the LV first stage main LRE. To ensure the POGO stability of the Cyclone-4M LV, it is necessary to correct the dynamic characteristics of the oxidizer feed line. It can be achieved by mounting POGO suppressors at the inlet to each main LRE. For this LV, mounting of POGO suppressors at the LRE fuel feed lines is not required.

2. THE CHOICE OF THE POGO SUPPRESSOR RATIONAL PARAMETERS FOR PROVIDING THE CYCLONE-4M LV POGO STABILITY

Native and foreign experience in providing the liquid rockets POGO stability has shown that the simplest and most effective way to LV POGO stability is changing the dynamic characteristics of the LRE feed lines by decreasing the liquid propellant oscillations resonant frequency in the LRE feed line [10, 12]. This is achieved by mounting special devices in the LRE feed line — POGO suppressors.

Decreasing the resonant frequency of liquid propellant oscillations in the LRE feed line is provided

by the presence of elastic elements in the suppressors (for example, gas cavities or springs). Suppressors' elements contribute to the liquid propellant oscillation energy dissipation [10, 13]. Depending on the LRE schematic and the propellant physical properties, the POGO suppressor can be selected with or without separation of gas and liquid phase. Moreover, various separation elements (pistons, bellows, plastic, and rubber shells) can be used in the suppressor design for the separation of gas and liquid phase [2, 10, 12, 13, 19]. Choosing suppressor design for suppressing Cyclone-4M LV POGO vibrations, the suppressor without separation of gas and liquid phase was considered as one of the main technical solutions. This technical solution has shown its effectiveness in providing the POGO stability of the Zenit LV developed by Yuzhnoye State Design Office.

However, designing a POGO suppressor without a gas and liquid phases separator, it should be taken into account that the specified suppressor must be designed in such a way as to exclude any possibility of "transfer" of a certain volume of suppressor gas filling to the LRE feed line during transients in the LRE feed system. It may break normal engine operation. This requirement imposes some limitations on the geometry of such suppressor and its mounting in the LRE feed system. At the same time, the possibility of maintaining a constant liquid level using a special regulation system should be realized in the suppressor on the LV flight active part. It greatly complicates suppressor development as a part of the LRE.

In a gas POGO suppressor with bellow separation of gas and liquid phases, this problem is naturally excluded. Such suppressor was used in the USSR on R-7 rocket, A30 (35) rocket [2]. In addition, as a result of theoretical investigations [19] of providing the Antares LV POGO stability performed by ITM NASU and GKAU, Yuzhnoye State Design Office, and Orbital Science Corporation, it was decided to mount the gas suppressor with a bellow separation of gas and liquid phases in the oxidizer feed system. The suppressor effectiveness was subsequently confirmed by the launches of this LV.

The choice of the conceptual scheme and rational parameters of the POGO suppressor as a tool of providing the Cyclone-4M LV POGO stability was made for both of these devices.

When developing a mathematical model of low-frequency dynamic processes in POGO suppressor, the following assumptions were made: the working medium in the suppressor gas cavity is an ideal gas; liquid oxygen located inside the bellows and communicating with the feed line does not contain gas-vapor inclusions (i. e., the internal cavity of the bellows is completely filled with liquid oxygen at the main engine start-up); heat exchange with the environment through the suppressor structure walls was not taken into account in the calculations.

Mathematical modeling of the POGO suppressor oscillation was performed in one-dimensional and three-dimensional form using computer finite element analysis [9].

To determine the compliance $\tilde{N}_d$ of the suppressor gas cavity, the state gas equation was used

$$C_d = \frac{\gamma_o \bar{V}_g}{\chi \bar{p}_g}, \quad (16)$$

where $\bar{V}_g, \bar{p}_g$ are the volume and pressure in the suppressor gas cavity in steady state, χ is adiabatic index (factor), γ_o is oxidizing specific weight.

Based on the developed one-dimensional and three-dimensional mathematical models of the POGO suppressor dynamics with a bellows separation of phases, the frequency responses necessary to perform an LV POGO stability analysis is determined. It is the POGO suppressor input hydraulic impedance. It can be represented in a simple form:

$$\begin{aligned} Z_d(j\omega) &= \frac{\delta P_t}{\delta G_d}(j\omega) = \\ &= R_d + j\omega J_d + \frac{k_{sf}}{j\omega\gamma_o F_{sf}^2} + \frac{1}{j\omega C_d}, \end{aligned} \quad (17)$$

where ω is the angular (circular) oscillations frequency, G_d is weight flowrate at the POGO suppressor inlet, R_d, J_d are linearized hydraulic and inertial resistance coefficients, F_{sf} is the effective bellow area. The symbol $\delta(*)$ in (17) marks the deviations of the parameter (*) from its steady-state value.

For the gas-liquid POGO suppressor with a free boundary between liquid and gas phase, the expression (17) for the input impedance of this type of sup-

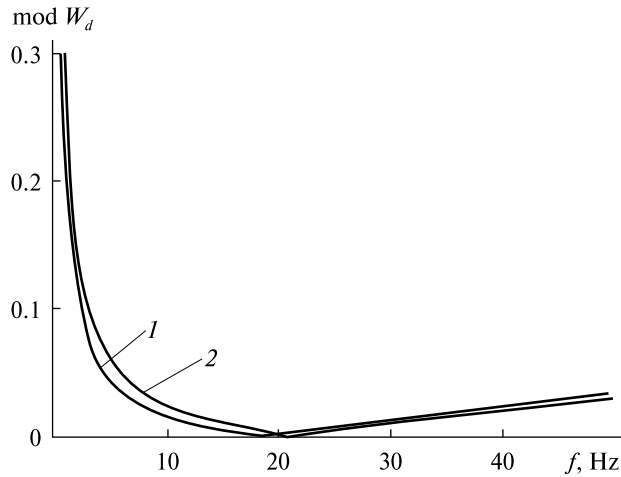


Fig. 13. Dependences of the POGO suppressor input impedance module for the case without bellows liquid and gas separation (curve 1) and for the case with bellows liquid and gas separation (curve 2) on the oscillation frequency f

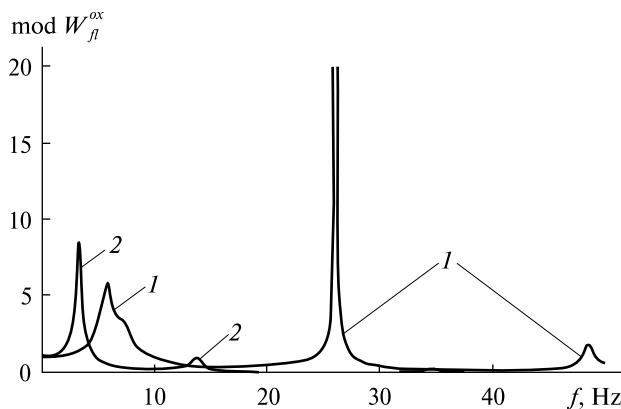


Fig. 14. Dependences of the dynamic gain module of the LRE oxidizer feed system on the oscillation frequency: 1 is a calculation case without POGO suppressor, 2 is a computation case with POGO suppressor for nominal pressure and nominal temperature from the LRE operating range at the LRE inlet

pressor has the form:

$$Z_d(j\omega) = \frac{\delta P_l}{\delta G_d}(j\omega) = R_d + j\omega J_d + \frac{1}{j\omega c_d}, \quad (18)$$

Fig. 13 shows the dependences of the input hydraulic impedance module $Z_d(j\omega)$ of the POGO suppressor without bellows separation of phases (curve 1) and with bellows separation of phases (curve 2) on the oscillation frequency f , calculated for POGO suppressors with a gas cavity volume

$\bar{V}_g = 7.4 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ at the suppressor working pressure of liquid oxygen $\bar{p}_g = 5 \text{ bar}$.

The analysis of the effectiveness of LV POGO stability providing for considered suppressor design versions showed the gas-liquid suppressor without bellows separation of phases is a bit more effective than the POGO suppressor with bellows separation of gas and liquid phases (for identical volumes of their gas cavities). At the same time, the bellows-type suppressor has an important advantage — it “prevents” gas leakage from the POGO suppressor to the main engine inlet during transients at the LV flight time. Finally, further investigations and assessment of the POGO suppressor rational design parameters were developed for a bellows-type POGO suppressor with gas-liquid separation.

The stability analysis of the dynamic “LRE with POGO suppressor — LV structure” system was made by varying the POGO suppressor design parameters — the gas cavity volume, the bellows stiffness, and the liquid cavity geometric dimensions.

The approach to determining the rational parameters of the POGO suppressor system to ensure the POGO stability of liquid LVs was developed. For the first time a rational choice of the design parameters of POGO suppressors was carried out from the conditions of a minimum of the module of the frequency response $W_{ol}(j\omega)$ for reliable amplitude stabilization of the open “LRE with POGO suppressor — LV structure” dynamic system, and not on the basis of the required removal of the first natural frequency of the oscillations of the LRE oxidizer feed system from the lowest natural oscillation frequency of the LV structure. Determining a rational variant of the suppressor parameters, the possibilities of its mounting were taken into account, limited by the geometry and features of the layout schematic of the Cyclone-4M LV first stage feed system. Finally, taking into account these limitations, it is most preferable to mount a POGO suppressor on almost horizontal branches of the oxidizer main pipeline leading to the engines.

It is shown the mounting of gas-liquid suppressors with a bellows separation of phases (for selected rational design parameters) in the branches of the oxidizer main pipeline leading to the RD-870 engines provides the POGO stability with satisfactory stability margins during Cyclone-4M LV flight time. In

this case, the maximum modulus of the frequency responses of the open “LRE with POGO suppressor — LV structure (I mode)” system does not exceed 0.43, which is significantly less than the critical value (see (15)), i. e., the conditions for the amplitude stabilization of the investigated “LRE with POGO suppressor — LV structure (I mode)” closed system will be performed. The indicated dependence of the module $W_{ol}(j\omega_{K1})$ on the LV first stage flight time is shown in Fig. 15 (curve 1).

The POGO stability of the Cyclone-4M LV is achieved as a result of a significant change in the LRE feed system dynamic gain $W_{fl}^{ox}(j\omega)$ (for the oxidizer pressure channel) by mounting the POGO suppressor with rational parameters (as it is shown in Fig. 14).

For the system without the POGO suppressor the maximum gain of the oxidizer feed line is realized at a frequency of 6 Hz (the curve 1 in Fig. 14), for the system with the POGO suppressor — at a frequency of 3.3 Hz (curves 2 correspond to a computation case with the POGO suppressor in the LRE feed at nominal pressure and nominal temperature of the liquid oxidizer at the LRE inlet from the operating range of these parameters). The change in the lowest oscillation frequency of the liquid oxidizer in the LRE feed line during the LV flight time for the selected variant of the POGO suppressor and the variant without mounting the POGO suppressor can be compared by the dependences, shown in Fig. 10 (the curves marked as $f_{ol_{supr}}$ and f_{oxl} respectively).

Furthermore, it was shown (see Fig. 15, curve 2) in the case of mounting the POGO suppressor directly at the inlet to the engine low pressure pumps the LV POGO stability margins can be a bit increased.

CONCLUSION

The mathematical model of the POGO oscillations of the Cyclone-4M LV in the active flight during operation of the first stage propulsion system RD-874 (include four RD-870 engines designed according to the scheme with oxidizer-rich staged combustion cycle) is developed.

As a result of a theoretical analysis of the POGO stability of the Cyclone-4M LV using the Nyquist criterion, it was found the “LRE — LV structure” dynamic system is unstable with respect to the first

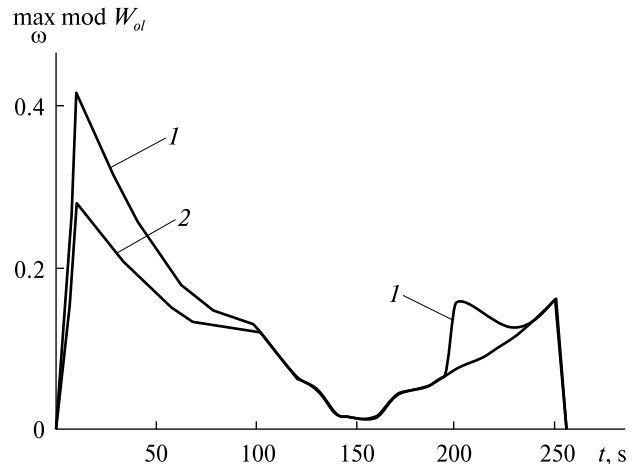


Fig. 15. Dependences of the maximum value of the frequency response module of the open “LRE and LV structure (I mode)” system on flight time t (1 is a case of the POGO suppressor in the branches leading to the engines, 2 is a case of the POGO suppressor mounting at the inlet to the low-pressure pump)

mode of the LV structure longitudinal vibrations at the initial flight time interval (5 s, 70 s) due to the dynamic interaction of the oxidizer feed line and the LV structure under conditions of internal resonance. This resonance is caused not only by the convergence of the first oscillation frequency of the liquid in the feed line of the oxidizer and the natural frequency of the first mode of the longitudinal vibrations of the Cyclone-4M LV structure but also by a significant increase in the frequency range from 6 Hz to 9 Hz of the dynamic gain of the RD-870 engine along the LRE oxidizer pressure channel. It leads to POGO instability of the Cyclone-4M LV in the initial interval of the flight time. This pattern of the POGO-instability development was discovered for the first time, and it can be noted as a characteristic feature of this dynamic phenomenon for rocket engines with an oxidizer-rich staged combustion cycle.

The approach to determining the parameters of the POGO suppressor system to ensure the POGO stability of liquid LVs was developed. For the first time a rational choice of the design parameters of POGO suppressors was carried out from the conditions of the amplitude stabilization of the “LRE with POGO suppressors — LV structure” open dynamic system, and not on the basis of the required removal

of the first natural frequency of the oscillations of the LRE feed system from the lowest natural oscillation frequency of the LV structure.

It is shown that the installation of POGO suppressors designed with a bellows separation of gas-liquid media in the feed branches from the oxidizer main pipeline to the engines, ensures the POGO stability of the Cyclone-4M LV with satisfactory stability margins during all flight not only with the nominal

values of the operational parameters of the rocket engine but also with various combinations of limiting values of pressure and temperature at the inlet to the engines. At the same time, for all the options for choosing the values of the operational parameters of the liquid propellant rocket engine, the conditions for the amplitude stabilization of the studied open “liquid propellant rocket engine with POGO suppressor — LV structure” dynamic system are satisfied.

REFERENCES

1. About G., Hauguel N., Hrisafovic N., Lemoine J. C. (1983). La prevention des instabilites POGO Sur Ariane 1. *Acta Astronautica*, **10**, No. 4, 179—188.
2. Balakirev Yu. G. (2014). Solving the problem of POGO oscillations in flight of Soviet liquid rockets: achievements and failures. *Cosmonautics and Rocket Engineering*, Part 1, No. 6 (79), 185—191 [in Russian].
3. Dotson K. (2003). Mitigating Pogo on Liquid-Fueled Rockets. Crosslink. *Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology*, 26—29.
4. Fomenko P. V. (1989). Method of transferring boundary conditions for determining the transfer functions of hydraulic systems from distributed external effects. *Applied problems of hydrodynamics and heat and mass transfer in power plants*. Kyiv: Science Dumka, 134—140 [in Russian].
5. Gemranova E. A., Kolbassenkov A. I., Koshelev I. M., Levochkin P. S., Martirosov D. S. (2013). Ways to suppress low-frequency oscillations in the LRE on deep throttling modes. *NPO Energomash named after academician V. P. Glushko*, No. 30, 104—110.
6. Gladky V. F. (1969). *Dynamics of the launch vehicle structure*. Moscow: Nauka, 496 p. [in Russian].
7. Glikman B. F. (1989). *Automatic regulation of liquid rocket engines*. Moscow: Mechanical Engineering, 296 p. [in Russian].
8. Khorjak N. V., Nikolayev O. D. (2007). Decomposition and stability analysis of the dynamic system “feed lines — mid-range rocket engine with oxidizer-rich staged combustion”. *Technical mechanics*, No. 1, 28—42 [in Russian].
9. Kohnke P. (2001). *Ansys, Inc. Theory Manual 001369*. Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, Inc. 1266 p.
10. Natanzon M. S. (1977). *POGO self-oscillations of a liquid rocket*. Moscow: Mechanical Engineering, 208 p. [in Russian].
11. Official site of the Yuzhnoye State Design Office. URL: <https://www.yuzhnoye.com/home/> (Last accessed: 10.10.2019).
12. Oppenheim B. W., Rubin S. (1993). Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets. *J. Spacecraft and Rockets*, **30**, No. 3, 360—383.
13. Preventing POGO on Titan IVB (2003). Crosslink. *The Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology*. Summer, 3—12.
14. Pylypenko O. V., Prokopchuk A. A., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V., Nikolayev O. D., Pisarenko V. Yu., Kovalenko V. N. (2017). Mathematical modeling and stability analysis of low-frequency processes in main LRE with oxidizer-rich staged combustion. *Bulletin of engine building*, No. 2, 34—42 [in Russian]. URL: http://nbuv.gov.ua/UJRN/vidv_2017_2_8 (Last accessed: 10.10.2019).
15. Pylypenko V. V., Zadontsev V. A., Natanzon M. S. (1977). *Cavitation self-excited oscillations and dynamics of hydraulic systems*. Moscow: Mashinostroenie Publishing Company, 351 p. [in Russian].
16. Pylypenko V. V., Dovgotko N. I., Pylypenko O. V. (2011). Studies in the dynamics of liquid rocket propulsion systems and the longitudinal stability of liquid launch vehicles. *Technical Mechanics*, No. 4, 16—29 [in Russian].
17. Pylypenko V. V., Dovgotko N. I., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Serenko V. A., Khorjak N. V. (1999). Theoretical evaluation of the amplitudes of POGO vibrations in liquid propellant launch vehicles. *Kosm. nauka tehnol.*, **5**(1), 90—96 [in Russian]. doi.org/10.15407/knit1999.01.90.
18. Pylypenko V. V., Dolgoplov S. I. (1998). Experimental and calculated determination of the coefficients of the equation of dynamics of cavitation cavities in inducer and centrifugal pumps of various sizes. *Technical Mechanics*, No. 8, 50—56 [in Russian].
19. Ransom D. L. (2016). Probabilistic Design Analysis of Bellows Type Pogo Accumulator, AIAA 2016-0682.
20. Rubin S. (1972). Analysis of POGO Stability. The Aerospace Corporation, El Segundo, California, USA. — 23 International Astronautical Congress. — Vienna, Austria, Oct. 8—15. P. 19.

21. Rubin S. (1970). Prevention of coupled structure-propulsion instability (POGO). National Aeronautical and Space Administration, USA. NASA SP—8055. 48 p.
22. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Dyatlov V. G. (1978). *The theory of automatic control of rocket engines*. Moscow: Mechanical Engineering, 287 p. [in Russian].
23. Sterett I. B., Riley G. F. (1970). Saturn V/Apollo vehicles POGO stability problems and solutions. *AIAA Paper*, No. 1236, 12.
24. Swanson L. A., Giel T. V. (2009). Design Analysis of the Ares I Pogo Accumulator 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 02 August 2009 — 05 August 2009, Denver, Colorado. doi.org/10.2514/6.2009-4950.
25. Wang O., Tan S., Wu Z., Yang Yu., Yu Z. (2015). Improved modelling method of Pogo analysis and simulation for liquid rockets. *Acta Astronautica*, **107**, 262—273.

Received 10.10.2019

О. В. Пилипенко¹, дир., зав. відділу, чл.-кор. НАН України, д-р техн. наук, проф., чл.-кор. Міжнародної академії астронавтики; заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки та премії НАН України ім. М. К. Янгеля
orcid.org/0000-0002-7583-4072

М. О. Дегтярев², Голов. конструктор і нач. конструкторського бюро
orcid.org/0000-0003-0594-9461

О. Д. Ніколаєв¹, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб., лауреат премії НАН України ім. М. К. Янгеля
orcid.org/0000-0003-0163-0891

Д. В. Клименко², нач. відділу, канд. техн. наук, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки
orcid.org/0000-0003-0594-9461
E-mail: KLYMENKO_DV@hotmail.com

С. І. Долгополов¹, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб.
orcid.org/0000-0002-0591-4106

Н. В. Хоряк¹, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб.
orcid.org/0000-0002-4622-2376

І. Д. Башилій¹, старш. наук. співроб., канд. техн. наук
orcid.org/0000-0003-0594-9461

Л. О. Сілкін², пров. інж.
orcid.org/0000-0003-0594-9461

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

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЗДОВЖНЬОЇ СТІЙКОСТІ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4М»

Низькочастотні поздовжні коливання рідинних ракет-носіїв (POGO) — явище, властиве майже всім рідинним ракетах. Ці коливання можуть призвести до різних аварійних ситуацій: пошкодження конструкції ракети і системи подачі рідкого палива, неприпустимих порушень в роботі системи керування ракетою. Використання рідинних ракетних двигунів з допалюванням окислювального генераторного газу як маршових двигунів першого ступеня ракет-носіїв може внести ряд особливостей в аналіз поздовжньої стійкості РН. Насамперед, в цьому випадку поздовжні коливання ракети можуть бути спричинені низькочастотною нестійкістю рідинної двигунної установки, пов'язаною з динамічними процесами в контурі «газогенератор — газовід — турбонасосний агрегат».

Для прогнозування поздовжньої стійкості проєктованої в даний час двоступеневої ракети-носія «Циклон-4М» було розроблено математичну модель низькочастотної динаміки системи «рідинна ракетна двигунна установка — корпус ракети». Ця модель описує взаємодію пружних поздовжніх коливань конструкції РН і низькочастотних процесів в її маршовій двигунній установці. Розроблена модель містить математичне описання низькочастотної динаміки маршової двигунної установки RD-874 (до її складу входять чотири двигуни RD-870 з допалюванням окислювального генераторного газу), живильних магістралей та корпусу ракети-носія. В результаті теоретичного аналізу поздовжньої стійкості ракети-носія, виконаного на основі розробленої математичної моделі з використанням критерію Найквіста, було виявлено, що на початковому інтервалі часу польоту ракети (5 с, 70 с) динамічна система «рідинна ракетна двигунна установка — корпус РН» є нестійкою по відношенню до I поздовжньої моди корпусу ракети. Визначено, що нестійкість досліджуваної системи обумовлено не лише зближенням частоти I тону вільних поздовжніх коливань

корпусу ракети «Циклон-4М» з першою частотою коливань рідини в лінії живлення окислювачем, але й значним зростанням динамічного коефіцієнта підсилення двигуна RD 870 у частотному діапазоні від 6 до 9 Гц. Сукупна дія цих двох чинників призвела до втрати поздовжньої стійкості ракети-носія «Циклон-4М» у зазначеному інтервалі часу польоту. Таку схему розвитку POGO-нестійкості рідинних ракет було виявлено вперше, і її можна відзначити як характерну особливість явища POGO для ракет, в яких використовуються рідинні ракетні двигуни з допалюванням окислювального генераторного газу.

Для забезпечення поздовжньої стійкості ракети-носія «Циклон-4М» запропоновано встановити в живильні магістралі окислювача демпфери повздовжніх коливань. Розроблено математичну модель низькочастотної динаміки газорідинного демпфера з сильфонним поділом середовищ і визначено його раціональні параметри. Запропоновано підхід до визначення параметрів системи демпфування POGO-коливань, згідно з яким раціональний вибір конструктивних параметрів демпфера повздовжніх коливань здійснюється виходячи з умови амплітудної стабілізації динамічної системи «двигунна установка з демпфером подовжніх коливань — корпус ракети-носія».

Ключові слова: поздовжня стійкість ракети-носія, кавітаційні явища в насосах, демпфер поздовжніх коливань, сильфонний поділ середовищ, рідинний ракетний двигун, допалювання окислювального генераторного газу, критерій стійкості Найквіста.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.04.021>
UDC 621.318.1

A. PH. ILYUSHCHANKA^{1,2}, Director General of the State Research and Production Powder Metallurgy Association – Director of the State Scientific Institution «Powder Metallurgy Institute named after Academician O. V. Roman», Dr. Sci. in Tech., Professor, Corresponding Member of NAS of Belarus
E-mail: Alexil@mail.belpak.by
A. K. KRYVANOS¹, Deputy Director, PhD in Military Sci.
E-mail: Krivonos_ok@tut.by
S. G. BARAY², Head of the Laboratory of Ceramics, Ph.D. in Tech.
V. V. SAVICH², First Deputy Director, Research Deputy, Ph.D. in Tech., Associate Professor
E-mail: savich@pminstitute.by

¹ State Research and Production Powder Metallurgy Association, Minsk, Belarus
41 Platonova Str., Minsk, 220005 Belarus

² State Scientific Institution «O. V. Roman Powder Metallurgy Institute», Minsk, Belarus
41 Platonova Str., Minsk, 220005 Belarus

MATERIALS AND TECHNOLOGIES OF POWDER METALLURGY IN THE COMPONENTS OF MISSILE AND SPACE ENGINEERING. PROSPECTS OF DEVELOPMENT

The use of materials and technologies of powder metallurgy in the components of missile and space engineering is considered. The possibilities of these technologies are shown when producing composite materials, as well as products and coatings thereof through the example of radioabsorbing and radiotransparent materials.

The methods for the synthesis of radioabsorbing materials based on ferrimagnetic materials ($\text{Ni}_{0.58}\text{Zn}_{0.36}\text{Mn}_{0.06}\text{Co}_{0.028}\text{Fe}_2\text{O}_4$ — nickel-zinc ferrites and hexagonal barium ferrite with W-phase ($\text{BaCo}_2\text{Fe}_{16}\text{O}_{27}$), obtained by MAS and MASHS methods were worked out. Methods of producing high-temperature ceramic radioabsorbing materials using alumina as a dielectric matrix, and a resistive material containing the MAX-phases Ti_2AlC and Ti_3AlC_2 and heat-resistant FeSiTiAl alloy as an electromagnetic pulse absorber were investigated.

The production technique of a ceramic composite radiotransparent material based on high-alumina ceramics in the Al_2O_3 - SiO_2 - TiO_2 system is proposed. The specific technological features of the powder metallurgy method, ensuring the production of materials and products (coatings) for missile-space technology with the required properties, are given.

The promising directions and main tasks for powder metallurgy in the field of producing energy-saturated heterogeneous composite materials are determined.

Keywords: powder metallurgy, missile and space engineering, radioabsorbing and radiotransparent materials, ferrimagnetic materials, high-alumina ceramics.

INTRODUCTION

Powder metallurgy technologies are one of the main, and in some cases the only way to obtain composite materials with a specific set of properties. Products

made from such materials are capable of operating for a long time in various conditions, including those under the influence of space factors. Such materials include [1]:

Цитування: Ilyushchanka A. Ph., Kryvanos A. K., Baray S. G., Savich V. V. Materials and technologies of powder metallurgy in the components of missile and space engineering. Prospects of development. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 4 (125). С. 21—30. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.021>

- pseudo-alloys (for example, heavy alloys based on tungsten with additions of nickel, iron or copper, hard alloys based on tungsten or titanium carbides with a cobalt bond);

- antifriction composite materials based on iron or copper with the addition of solid lubricants (for example, graphite, molybdenum and tungsten disulfides, other compounds) and soft metals (lead, tin), other metal compositions that cannot be obtained by traditional technologies;

- powders for applying functional coatings;

- oxide and carbide ceramics, composite materials based on it;

- powder composite materials containing metal and ceramic components;

- intermetallic compounds and much more.

The production of such materials with the required properties is achieved due to the possibility of regulating their structural and phase composition, synthesis of particles of the initial components of the necessary fractions with the required morphology of their surface, which for traditional industrial technologies remains difficult or completely impossible. The selection of powder charge components with the required characteristics, its molding and sintering at certain pressures and temperatures (as a rule, below the melting point of the main component) makes it possible to obtain a material with unique properties [2]. In this case, not only resistance to an aggressive environment is formed, but also a predetermined level of functional properties, which remains during the entire service life of a product made from it.

RESEARCH GOAL

In a number of designs, modern rocket and space technology has both products and coatings made of radio-absorbing and radio-transparent materials. Products made of radio-absorbing material are used to protect against the effects of electromagnetic radiation, which affects the performance of various technical and biological objects, and to mask them. Radiotransparent materials are widely used in aerodynamic radomes of aircraft and missiles under conditions of aerodynamic and thermal loads and impacts, rain, dust, gas erosion and ionizing radiation, as a partition-window in accelerators and electronic devices to ensure the transmission of electromagnetic radiation [3].

Radio-absorbing and radio-transparent materials are non-metallic materials that ensure absorption or transmission, respectively, of electromagnetic radiation of the radio frequency range ($10^5 \dots 10^{12}$ Hz) with minimal reflection. Propagating in the volume of these materials, an electromagnetic pulse creates an alternating electric field, the energy of which for a radio-absorbing material is almost completely converted into thermal or minimally for a radio-transparent one [4].

The Powder Metallurgy Institute (Minsk, Belarus) carries out comprehensive research on the development and manufacture of ceramic radio-absorbing and radio-transparent materials for the microwave frequency range. The **main goal of the work** is to develop compositions and technological modes for obtaining radio-absorbing and radio-transparent materials, as well as products and coatings made of them by the method of powder metallurgy, having the necessary electrical and thermomechanical characteristics.

RESEARCH RESULTS AND THEIR DISCUSSION

Ceramic radio-absorbing materials are composite ceramics that absorb electromagnetic radiation due to dielectric and magnetic losses.

Modern radio-absorbing materials are created on the basis of:

- ferrimagnetic compositions that retain their functional properties at temperatures up to 600 °C, which is associated with the violation of their magnetic characteristics in the temperature range exceeding the Curie point [5];

- composite materials consisting of a dielectric matrix alloyed with high-temperature absorber conductors synthesized by various methods [6].

With this in mind, the main directions of research have been formulated, which include:

1. Development of the composition and method of obtaining:

- composite radio-absorbing material based on ferrimagnets;

- materials for use as a high-temperature dielectric matrix;

- composite materials to perform the function of an absorber of electromagnetic waves in a given frequency and temperature range.

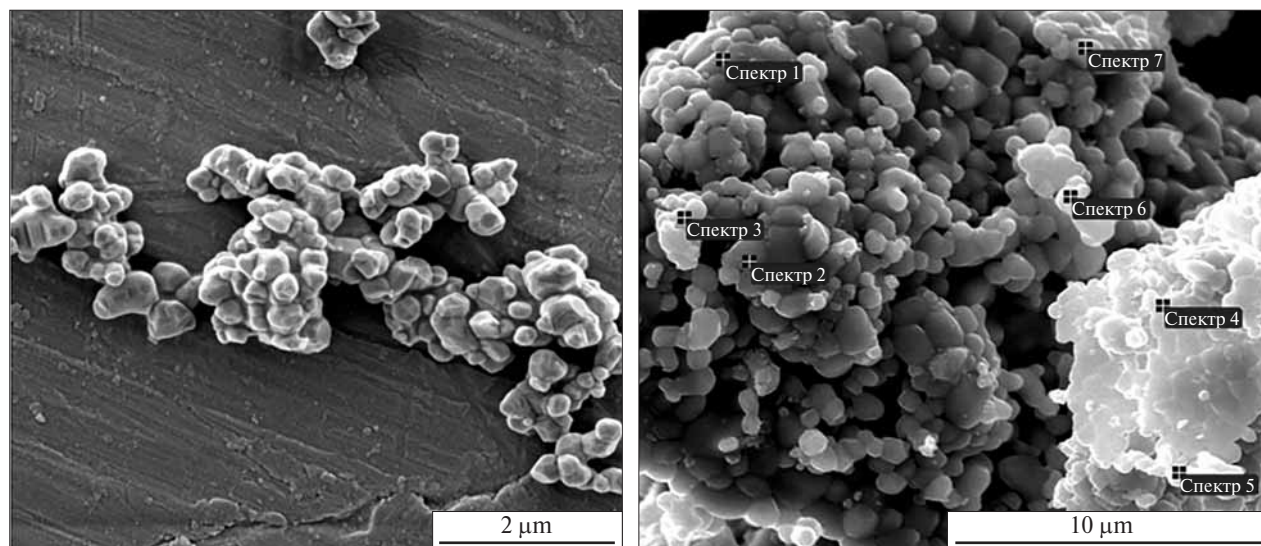


Fig. 1. Surface morphology of nickel-zinc ferrite particles after mechanical activation

2. Definitions of:

- a rational ratio of dielectric matrix/absorbing filler to achieve the maximum effect of EMP absorption;
- methods and technological modes of manufacturing products and applying coatings from radio-absorbing materials, etc.

The solution of the above problems was carried out by choosing a production method, within which the composition, concentration and combination of concentrations, shape, particle size, thickness of materials and other parameters were varied. Subsequently, the properties of an article made of a radio-absorbing material were regulated by the modes of pressing the charge and heat treatment of the formed blank. When using a radio-absorbing material as a coating, the properties were regulated by the technological modes of its application to the protected surface.

For the second class of radio-absorbing materials, after the selection of the compositions of the dielectric matrix and the absorber, an appropriate ratio of the matrix/absorbing filler was selected based on the required level of absorption of electromagnetic radiation.

Nanostructured powders of soft magnetic nickel-zinc ferrite ($\text{NiO}_{0.58}\text{ZnO}_{0.36}\text{Mn}_{0.06}\text{Co}_{0.028}\text{Fe}_2\text{O}_4$) and magnetically hard hexagonal barium ferrite with the W-phase ($\text{BaCo}_2\text{Fe}_{16}\text{O}_{27}$) were studied as a composite radio-absorbing material of the first type. To obtain them at the Powder Metallurgy Institute,

along with traditional methods, technological modes of mechanically activated synthesis (MAS) and mechanically activated self-propagating high-temperature synthesis (MASHS) have been worked out.

The worked out modes were confirmed during the manufacture of experimental samples of the composite material. So, for nickel-zinc ferrite powder after six hours of mechanical activation, the maximum particle size did not exceed 700 nm, and the minimum was 25...30 nm. The morphology of the surface of these particles was filmed using a certified high-resolution scanning electron microscope Mira (manufactured by Tescan, Czech Republic). The results of morphological analysis of nickel-zinc ferrite particles are shown in Fig. 1.

In this case, no chemical interaction between the components of the powder mixture is observed in the process of mechanical activation. To confirm the absence of chemical interaction between the components of the powder charge, its phase composition was studied. The study was carried out on an Ultima IV X-ray diffractometer by Rigaku. The phase composition of mechanically activated powders includes only the initial oxides. The results of the study (phase composition) shown in Fig. 2 confirm the expediency of the selected modes of synthesis of soft magnetic nickel-zinc ferrite, and the obtained sizes of its particles make it possible to achieve the maximum

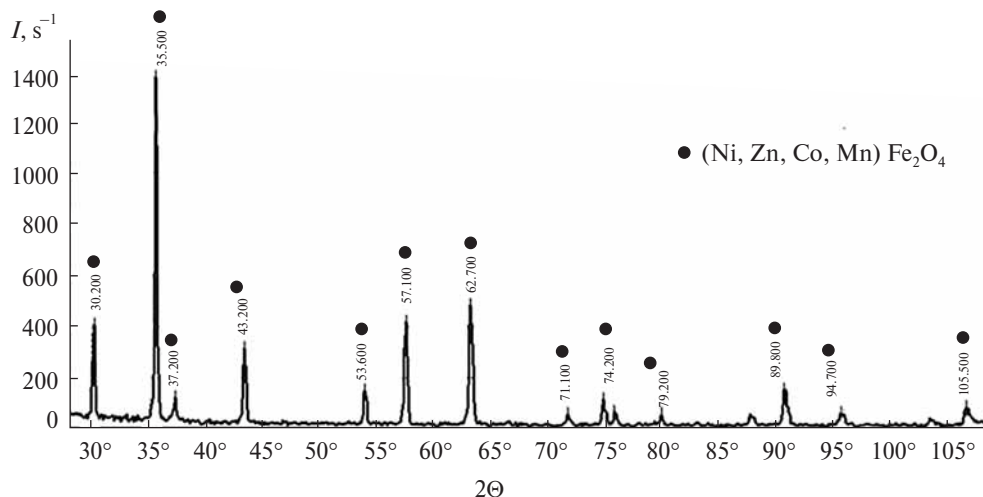


Fig. 2. Phase composition of mechanically activated powder of nickel-zinc ferrite

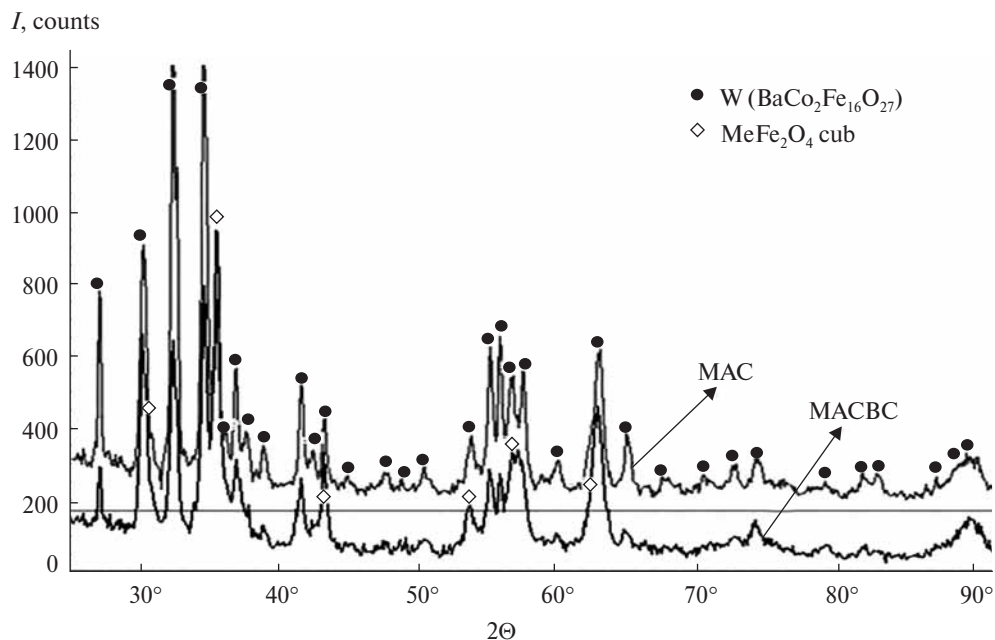


Fig. 3. Phase composition of barium hexaferrite obtained by MAS and MASHS

value in terms of radio absorption of electromagnetic radiation.

The results of the synthesis of barium cobalt hexaferrite by the MAS method depend on the temperature and time of ferritization. During the development of technological modes, it was found that the minimum duration of ferritization with a temperature of 1250...1300 °C, at which 70...80 % of the

W-phase is formed, is 2 hours. As a rule, 100 % transformation is observed after 4...6 hours of processing and depends on the volumetric load of the furnace. In MASHS synthesis, up to 40 % of the W-phase can be obtained already in the SHS process. In this case, a change in the oxygen pressure in the reactor from 0.5 to 2.0 MPa has no significant effect on the phase composition of SHS products. The maximum con-

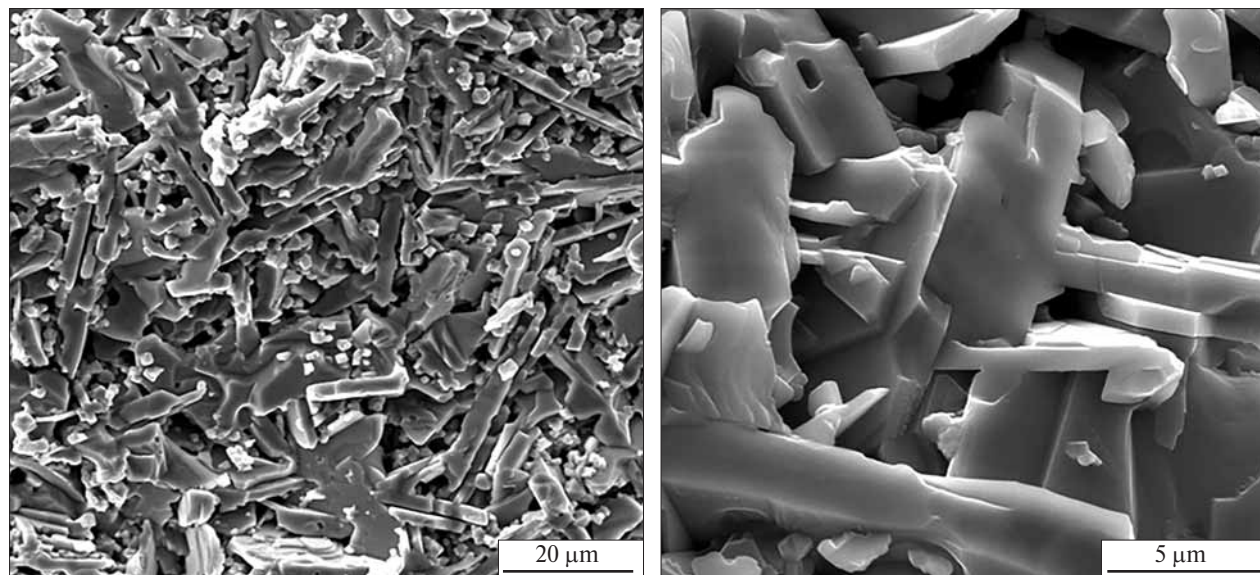


Fig. 4. Surface morphology of $\text{BaCo}_2\text{Fe}_{16}\text{O}_{27}$ particles obtained by the MAS method

tent of the W-phase (up to 80 %) is formed at a Fe: Fe_2O_3 ratio of 6 : 4. The results of the analysis of the phase composition of barium hexaferrite obtained by various methods are shown in Fig. 3.

The phase composition of powders obtained using the MASHS scheme with subsequent ferritization practically does not differ from the composition of MAS powders. Taking into account the conclusion made, mechanically activated synthesis, as less laborious, was chosen as the basic method for obtaining barium hexaferrite. The results of the morphological analysis of $\text{BaCo}_2\text{Fe}_{16}\text{O}_{27}$ obtained by the MAS method shown in Fig. 4, confirmed the feasibility of choosing this method to obtain it.

When analyzing the morphology of the particles, it was found that the $\text{BaCo}_2\text{Fe}_{16}\text{O}_{27}$ powders obtained by the MAS method after ferritization have a plate-like shape (Fig. 4) with a crystal faceting characteristic of the W-phase. At high magnifications, the breaks of individual particles show that they have a complex structure with submicron growth steps, which, in turn, have a nanocrystalline structure. Subsequent processing in a planetary mill makes it possible to obtain nanostructured powders or submicron aggregates of ferrite nanoparticles, which significantly improves its radio-absorbing properties.

The developed ferrimagnetic composite materials were tested for functionality by examining the attenuation and reflection coefficients of electromagnetic radiation. The results of the measurements are shown in Fig. 5.

All synthesized materials have shown satisfactory EMP reflection results. Thus, the reflection coefficient for all materials under consideration was less than -5 dB in the entire measured frequency band. In this case, the best result (up to -12 dB in the frequency band from 8 to 9.5 GHz) was obtained for the soft magnetic nickel-zinc ferrite obtained by the MASHS method.

The synthesized ferrimagnetic powder materials were considered as fillers in various dielectric matrices, including painting material for casing products, as well as in the form of plates of sintered material and thermal spray coatings on substrates made of aluminum alloys of various components of rocket and space technology.

The synthesis of high-temperature radio-absorbing materials was carried out in accordance with the technological process, the diagram of which is shown in Fig. 6.

For the manufacture of a high-temperature dielectric matrix, aluminum oxide, aluminum nitride,

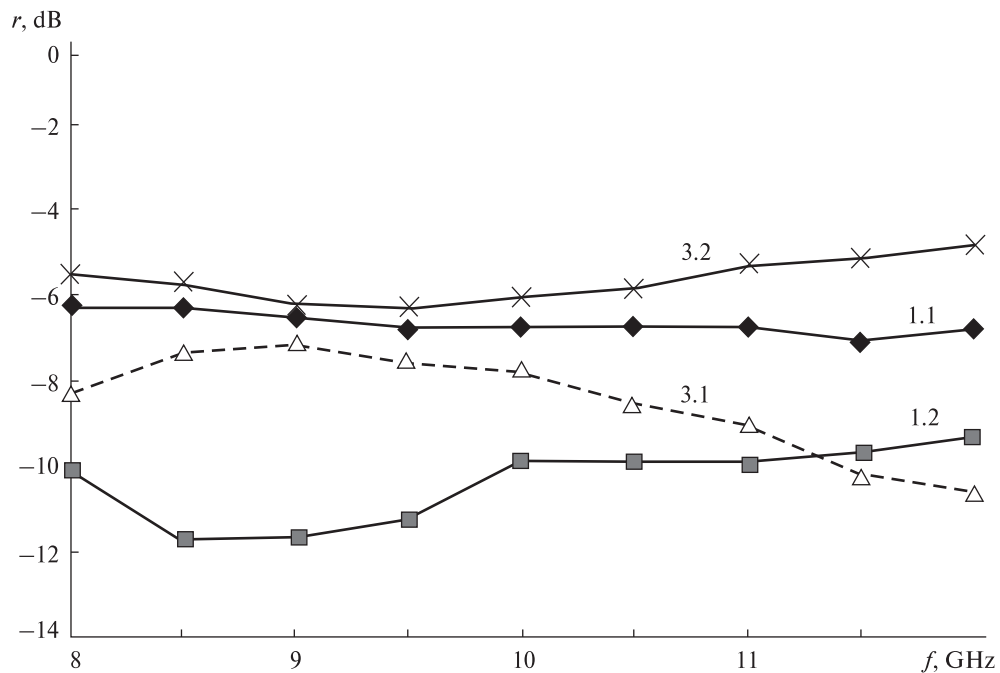


Fig. 5. Reflection coefficient of sintered radio-absorbing materials based on ferrimagnets (2 mm thickness): 1.1 — MAS Ni-Zn ferrite, 1.2 — MASHC Ni-Zn ferrite, 3.1 — MAS barium hexaferrite, 3.2 — MASHC barium hexaferrite

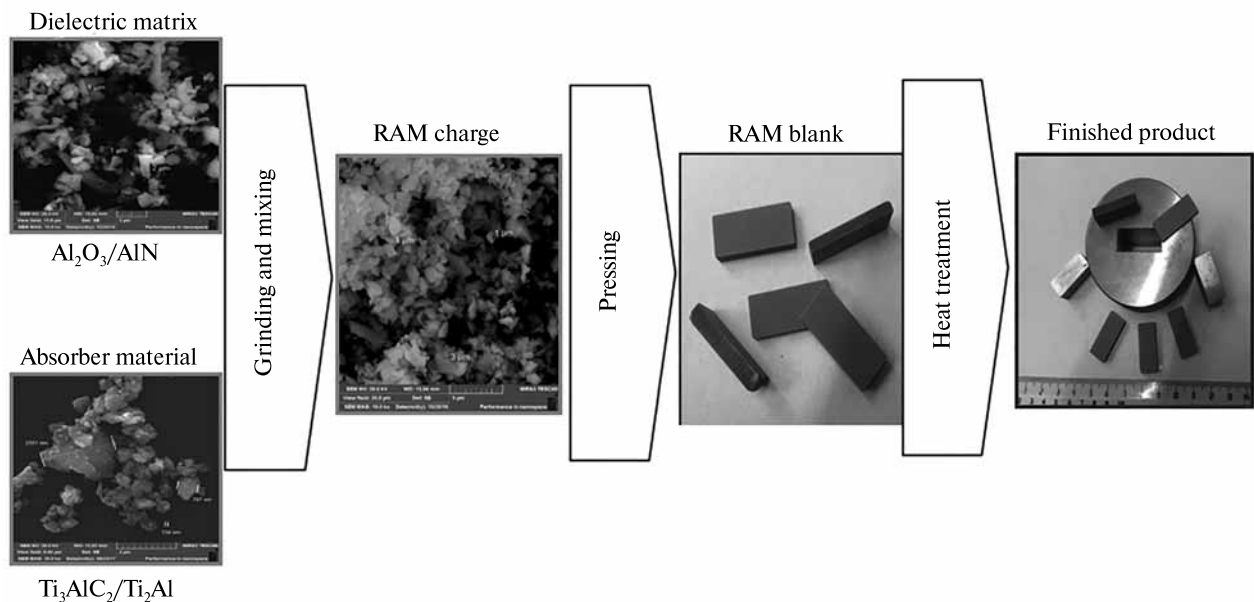


Fig. 6. Technological process for obtaining high-temperature radio-absorbing material

or their composition was investigated. A commercial alumina powder was selected as the base matrix material. The choice is justified by the fact that a dielectric material based on aluminum oxide is most suitable for solving problems in terms of dielectric permittivity ($\varepsilon = 9.5...9.7$), has a high operating temperature (up to 1400 °C) and, as a decisive factor, it can be used to obtain the highest quality thick-film coatings by thermal spraying.

Three groups of conductive materials have been investigated as a high-temperature EMP absorber: resistive materials containing MAX-phases, heat-resistant alloys and intermetallics. All these materials are also characterized by a high operating temperature of over 1200 °C, have electrical conductivity properties, which provides high conductivity losses in the composition of the radar absorbing material. MAX-phases and intermetallic compounds were synthesized by the MASHS method, and heat-resistant alloys were obtained by melt dispersion from a master alloy synthesized using the MAS method from a charge of the corresponding composition.

The results of studying the phase and particle size distribution, morphology of particles, and dielectric properties of synthesized high-temperature radio-absorbing materials in the frequency range 8...12 GHz using the example of Al_2O_3 - Ti_3AlC_2 / Ti_2AlC composites with MAX-phases as an absorbing filler are shown in Fig. 7.

It was found that in the process of synthesis, composite radio-absorbing materials were created containing from 41.0 to 53.0 % of the dielectric in the form of α - Al_2O_3 and from 39 to 56 % of the conductive absorber, which ultimately makes it possible to provide dielectric losses, conductivity losses, and in heat-resistant alloys — and magnetic losses in the frequency range 8...12 GHz.

All synthesized powder radio-absorbing materials are finely dispersed ($d_{50} = 0.14...1.2 \mu\text{m}$) with a rounded shape of particles formed in the processes of intensive grinding and mixing, which contributes to their thermal spraying when obtaining RAC.

When studying the electromagnetic properties of the synthesized high-temperature radio-absorbing materials, it was found that with an increase in the content of the absorber in the dielectric matrix, the values of both the real and imaginary parts of the di-

electric constant increase. The tangent of the dielectric loss angle increases. For the Al_2O_3 /heat-resistant alloy composition, the values of the magnetic permeability and the tangent of the angle of magnetic losses also increase.

According to the results of the study, the optimal content of the high-temperature conductive absorber in the dielectric ceramic matrix in the amount of 40...50 wt. % has been established.

In Fig. 7, from *e* and *f* it also follows that the dependence of dielectric properties on the test frequency is wavy in nature. For the Al_2O_3 – Ti_3AlC_2 / Ti_2AlC composition, the values of the real part of the dielectric constant are in the range $\varepsilon' = 17...28$, and the imaginary part — in the range $\varepsilon'' = 5...12$, which is optimal and provides the tangent of the dielectric loss angle $\text{tg}\delta_\varepsilon = 0.25...0.58$ with a maximum value at a frequency of $f = 10.3 \text{ GHz}$. For doped ceramic RAM $\text{Al}_2\text{O}_3 + \text{FeSiTiAl}$, the best values of $\text{tg}\delta_\varepsilon = 0.30...0.38$, $\text{tg}\delta_\mu = 0.78...0.82$, $S_{11} = -2.2...-2.5 \text{ dB}$, $S_{22} = 10.0...10.2 \text{ dB}$ are achieved.

Along with radio-absorbing materials and products (coatings), the Powder Metallurgy Institute is conducting research on the creation of radio-transparent materials.

When developing radio-transparent materials, the process of preparing compositions based on high-alumina ceramics was studied using high-purity fused corundum powder as a starting material, as well as alloying additives in the form of oxides of silicon, magnesium, titanium, etc., activating the sintering process in order to obtain the required set of properties. The influence of the modes of preparation of the initial materials for obtaining a homogeneous finely dispersed charge is established, the modes of its granulation, subsequent static pressing and high-temperature sintering are determined in order to obtain the required physical-mechanical, thermomechanical and electrophysical properties. The structure, phase composition and properties of the obtained radio-transparent materials have been investigated and their dependence on the composition and modes of the technological process is shown.

Based on the research results, a ceramic radio-transparent material based on high-alumina ceramics has been developed, the main properties of which are shown in the Table.

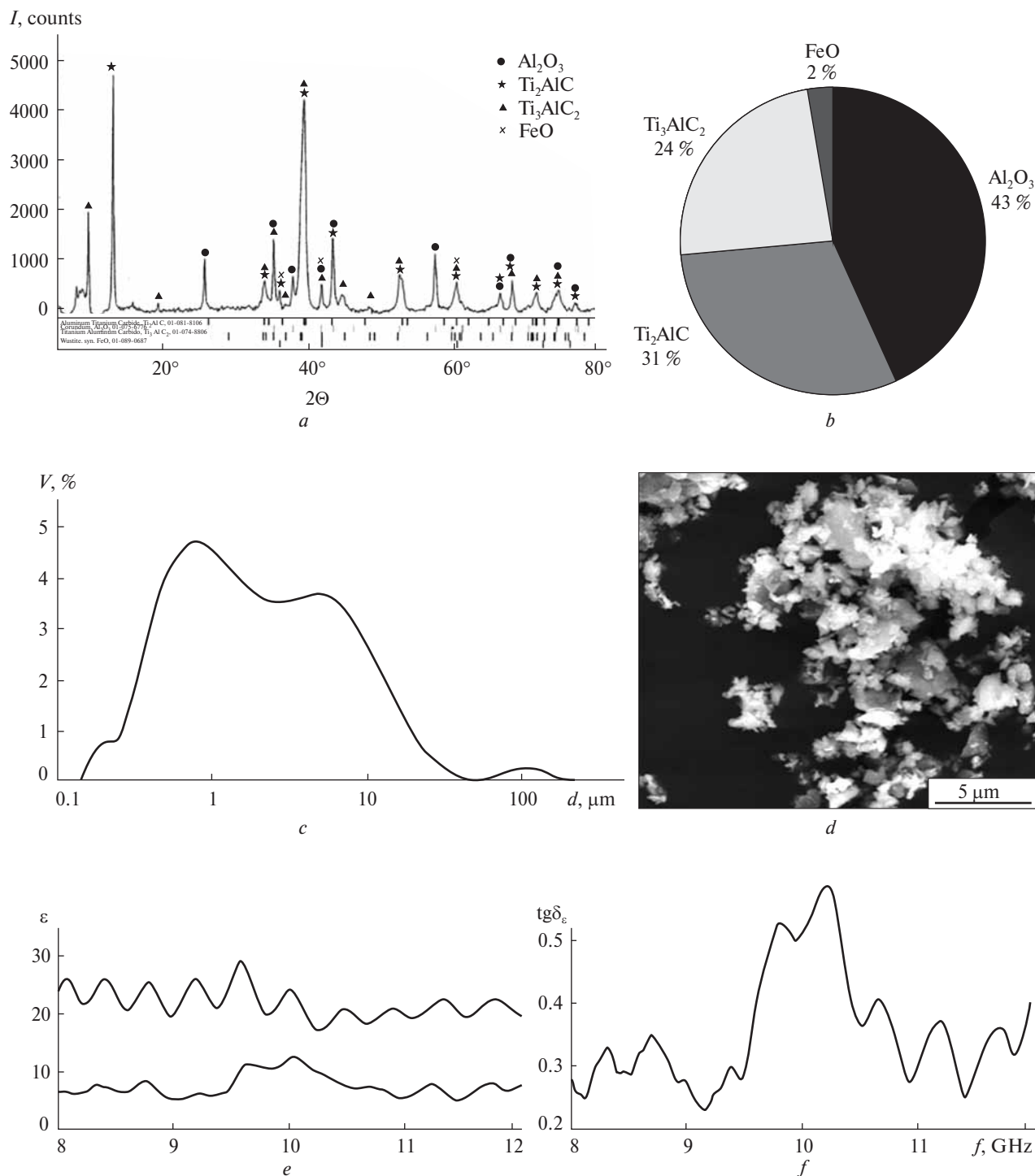


Fig. 7. Properties of powder radio-absorbing material of the Al_2O_3 – $\text{Ti}_3\text{AlC}_2/\text{Ti}_2\text{AlC}$ system in the frequency range 8...12 GHz: *a, b* – phase composition, *c* – particle size distribution, *d* – particle morphology, *e* – real and imaginary parts of the dielectric constant, *f* – dielectric loss tangent

Properties of the synthesized radio-transparent material based on high-alumina ceramics

Measured characteristics	Value
Operating frequency range, GHz	6.5...10.5
Dielectric constant at $f = 7$ GHz	6...8
Dielectric loss tangent $\operatorname{tg} \delta_{\epsilon}$	≤ 0.0007
Deviation ϵ in the range of impacts, %	± 2.8
EMP absorption, %	≤ 2.0
Apparent density, g/cm^3	≤ 2.7
Limit strength to bending, MPa	≥ 50
Water absorption, %	≤ 0.1
Modulus of elasticity to bending, GPa	≥ 30
Heat resistance, K	850

The electrophysical characteristics of the synthesized composition correspond to the requirements for radio-transparent materials presented by the customer.

CONCLUSIONS

Powder metallurgy is a technology for creating unique composite materials from dispersed components of different physical and chemical nature throughout its development is inextricably linked with rocket and space technology. The use of powder materials in the design of engines, control and guidance units has greatly contributed to the progress of space technology.

In modern conditions, it is difficult to imagine a rocket engine without inserts into the critical section made of a carbon-carbon composite material, a head fairing without a top made of a heavy pseudo-alloy or radio-transparent material, friction pairs in moving elements without antifriction self-lubricating materials and coatings, etc.

A promising area of powder metallurgy is radio-absorbing composite materials in the frequency range of 8...12 GHz, especially those that do not lose this ability at temperatures of 1000 °C and above. Such materials have already been synthesized at the Powder Metallurgy Institute and are undergoing field tests.

A fairly new direction in powder metallurgy has become the production of unique one-piece structures of rocket and space technology units of any complexity, previously assembled from a group of

parts. The additive metallurgical technologies developed for these purposes use special spherical powders of high-strength heat-resistant alloys such as Inconel 625, 718, titanium alloys Ti6Al4V, etc.

In the future, additive technologies in conjunction with traditional methods of powder metallurgy can be transformed into the field of knowledge that determines the approaches and methods for the synthesis of energy-saturated heterogeneous composite materials (EHCM) and the manufacture of products from them. The possibility of this realization will depend on the solution of the following tasks:

- development of technologies for obtaining spherical particles of ammonium salt of perchloric acid and other components of the solid phase of EHCM (energy additives, catalysts, combustion stabilizers, etc.);
- synthesis of a polymer that performs the function of a fuel — binding and guaranteeing the physical and mechanical characteristics required for such products;
- determination of the environment in which it is possible to build a product from EHCM, as well as methods of its creation;
- development of technological equipment to ensure the laying of EHCM components;
- determination of the method of packing the solid phase particles of EHCM with a density not lower than 0.84...0.8;
- development of a method for forming the required shape of a product from EHCM;
- carrying out calculations of contact interactions arising in the process of stacking solid phase particles;
- study of the processes occurring at the phase boundary during the synthesis of EHCM;
- development of a model for the synthesis of EHCM and the manufacture of a product from it by the method of additive technologies, etc.

The solution of the above tasks will work out the requirements and build a functional model of a technical system, through which it is possible to build products from EHCM according to a given program. In turn, the development of this method of constructing products from EHCM will significantly enrich the theory of powder metallurgy and make it even more significant in the development of components for rocket and space technology.

REFERENCES

1. Il'yushchenko A. F., Baraj S. G., Nasonova N. V. (2014). *Scientific approaches to the creation of radio absorbing microwave materials for operation at elevated temperatures*. Minsk: Belaruskaya navuka [in Russian].
2. Il'yushchenko A. F., Baraj S. G., Talako T. L., Lecko A. I., Nasonova N. V. (2017). *Synthesis and research of radio absorbing materials based on ferrimagnetic materials*. Minsk: Belaruskaya navuka [in Russian].
3. Kiparisov S. S., Libenson G. A. (1980). *Powder Metallurgy*. Moscow: Nauka [in Russian].
4. Kovneristyy Yu. K., Lazareva I. Yu., Ravaev A. A. (1982). *Materials absorbing microwave radiation*. Moscow: Nauka [in Russian].
5. Radio absorbing and radio transparent materials. URL: <http://www.xumuk.ru/encyklopedia/2/3801.html> (Last accessed: 10.10.2019).
6. Suzdal'cev E. I. (2014). Ceramic radio-transparent materials: yesterday, today and tomorrow. URL: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2014-10-5-18> (Last accessed: 10.10.2019).

Received on 10.10.2019

О. Ф. Ільющенко ^{1,2}, Генеральний директор ДНВО порошкової металургії — директор ДНУ «Інститут порошкової металургії імені академіка О. В. Романа», д-р техн. наук, проф., чл.-кор. НАН Білорусії
E-mail: Alexil@mail.belpak.by

О. К. Кривонос ¹, Заст. генерального директора, канд. військ. наук
E-mail: Krivonos_ok@tut.by

С. Г. Барай ², зав. лаб. кераміки, канд. техн. наук

В. В. Савич ², Перший заст. директора — заст. директора з науки, канд. техн. наук, доцент
E-mail: savich@pminstitute.by

¹ Державне науково-виробниче об'єднання порошкової металургії
вул. Платонова 41, Мінськ, Білорусь, 220005

² Державна наукова установа «Інститут порошкової металургії імені академіка О. В. Романа»
вул. Платонова 41, Мінськ, Білорусь, 220005

МАТЕРІАЛИ І ТЕХНОЛОГІЇ ПОРОШКОВОЇ МЕТАЛУРГІЇ В КОМПОНЕНТАХ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ТЕХНІКИ. ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ

Розглянуто використання матеріалів і технологій порошкової металургії в компонентах ракетно-космічної техніки. На прикладі радіопоглинальних і радіопрозорих матеріалів показано можливості цих технологій для створення композиційних матеріалів, а також виробів і покриттів з них.

Розроблено способи синтезу радіопоглинальних матеріалів на основі феримагнетиків (нікель-цинкових феритів $(\text{Ni}_{0.58}\text{Zn}_{0.36}\text{Mn}_{0.06}\text{Co}_{0.028}\text{Fe}_2\text{O}_4)$) і гексагонального фериту барію з W-фазою $(\text{BaCo}_2\text{Fe}_{16}\text{O}_{27})$, отриманих методами МАС і МАСВС. Досліджено способи отримання високотемпературних керамічних радіопоглинальних матеріалів, що використовують оксид алюмінію як діелектричну матрицю, а як поглинач електромагнітного імпульсу — резистивний матеріал, що містить MAX-фази Ti_2AlC і Ti_3AlC_2 , і жаростійкий сплав FeSiTiAl .

Запропоновано спосіб отримання керамічного композиційного радіопрозорого матеріалу на основі високоглиноземистої кераміки в системі $\text{Al}_2\text{O}_3\text{-SiO}_2\text{-TiO}_2$. Наведено характерні технологічні особливості методу порошкової металургії, що забезпечують отримання матеріалів і виробів (покриттів) для ракетно-космічної техніки з необхідними властивостями.

Визначено основні завдання для порошкової металургії в області отримання енергонасичених гетерогенних композиційних матеріалів.

Ключові слова: порошкова металургія, ракетно-космічна техніка, радіопоглинальні і радіопрозорі матеріали, феримагнетики, високоглиноземиста кераміка.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.04.031>

UDC 553.98:528.854

A. V. KHYZHNIAK, Researcher, PhD in Tech.

E-mail: avskolovska@gmail.com

O. D. FEDOROVSKIY, Head of Department, Corresponding Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dr. Sci. in Phys. & Math., Professor, the Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine (2005)

E-mail: adfedorovsky@ukr.net

State Institution “Scientific Centre for Aerospace Research of the Earth
of the Institute of Geological Science of the National Academy of Sciences”
55-b O. Honchara Str., Kyiv 54, 01601, Ukraine

INTEGRATION OF REMOTE SENSING DATA AND GROUND-BASED INFORMATION TO SOLVE NATURAL RESOURCES AND ENVIRONMENTAL PROBLEMS

We consider the rationale for the integration of remote sensing data and ground information using a statistical criterion to solve natural resources and environmental problems. The method is proposed to be implemented as the module of the “computer assistant”. The algorithm that describes a set of the sequence of operations for automation of the decision-making procedure is presented. This algorithm should free the operator from a significant amount of subjective and labor-intensive work, which is performed using visual methods.

Based on the proposed methodology, we perform the object recognition in aerospace images of the territory with different geological and landscape conditions and, respectively, with standard objects of different classes with different sets of values of informative features (of different nature and dimension). For the recognition and classification of images of studied objects, the probabilities of the ratios of informative features of the studied areas to ones of each standard object present in the aerospace image were determined.

The results of testing the proposed methodology are presented on the examples of assessing oil and gas prospects in the areas of the Dnieper-Donetsk cavity and the problem of classifying crops of different varieties in different periods of vegetation in the agricultural fields in the Kyiv region.

Key words: remote sensing, integration, natural resource, system analysis, statistical criterion.

There are several ways to solve environmental problems based on the decoding of aerospace images: visual, interactive, and automatic [2, 8, 11]. However, the growth of the scope of the thematic tasks and the creation of new systems of remote sensing of the Earth requires the improvement and development of new methods for decoding aerospace images, including the recognition of the space images of objects' classes and their detection. For example, analyzing and classification of the aerospace images

is performed by measuring and comparing the informative features of the objects with the corresponding features of the object taken as the standard [7]. The correspondence of the object and the standard class is determined by the maximum value of the calculated membership function [5].

There are possible situations when the assessed object may belong to different standard classes. In that case, the classification of this object is performed by calculating the probability of its relation to each

Цитування: Khyzhniak A. V., Fedorovskiy O. D. Integration of remote sensing data and ground-based information to solve natural resources and environmental problems. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 4 (125). С. 31—37. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.031>

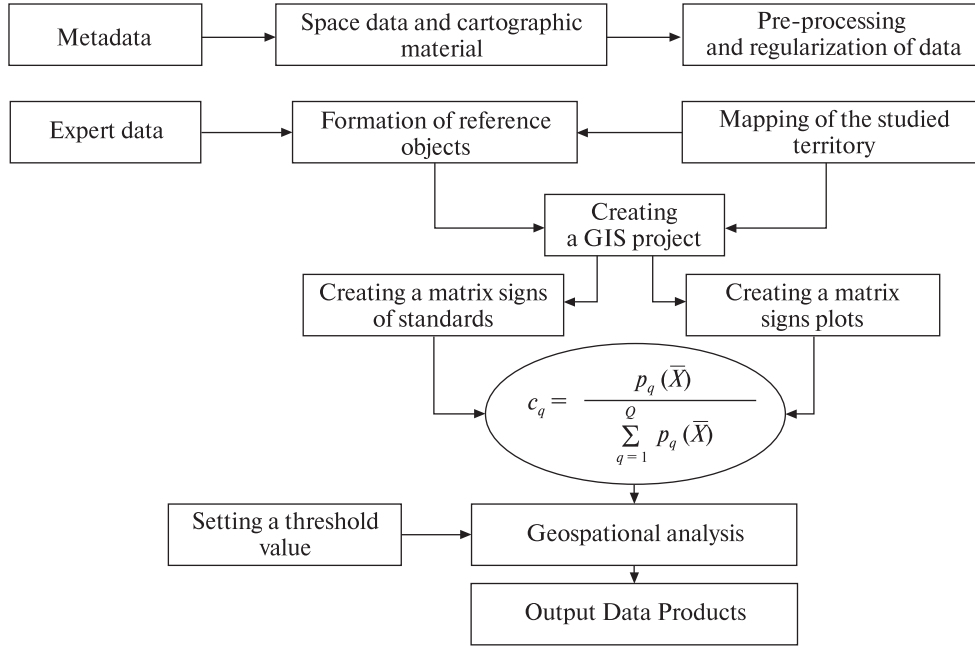


Fig. 1. Algorithm for automation of decision making

of possible standard classes, and belonging is determined by the maximum value of the probability of its relation to the particular standard class. The calculation of the above probabilities is done using the heuristic criterion (1), which involves previously entered informative features of each standard class and automatic calculation of probability ratio of the belonging of the studied object to the standard classes [1]:

$$c_q = \frac{p_q(\bar{X})}{\sum_{q=1}^Q p_q(\bar{X})}, \quad (1)$$

where:

$$p_q(\bar{X}) = \left(\frac{1}{2\pi} \right)^{K/2} \prod_{k=1}^K \exp \left[-\frac{(L_k - L_{q,k})^2}{2\sigma_{q,k}} \right] / \sigma_{q,k}$$

— multidimensional distribution density,

$$L_{q,k} = \frac{1}{N_q} \sum_{n=1}^{N_q} L_{q,k,n}$$

— average value of spectral brightness,

$$\sigma_{q,k} = \left[\frac{1}{N_q} \sum_{n=1}^{N_q} (L_{q,k,n} - L_{q,k})^2 \right]^{-1/2}$$

— average dispersion value,

Q — the number of classes of objects to be identified, q — the current number (index) of a particular class of objects, K — number of informative features used, k — the current number of a specific informative feature, L — the result of a particular measurement of an informative feature (vector of dimension K with coordinates $L_1, \dots, L_k$), N_q — the sample size for the random variable $L_{q,k}$, n — current value.

Model decision support systems can be considered as the “computer assistant operator”, and in case of weakly structured tasks, the decision maker is able to make the best decision using the computer together with personal efforts. Such kind of tasks characterized by the uniqueness and lack of information is widespread in aerospace research of natural resources management. The solution of well-structured tasks by verified algorithms practically does not require the participation of a decision maker and the usage of a computer assistant operator [6].

The main advantage of objects’ classification method based on the heuristic criterion in comparison with other statistical methods is the structuring of a complex problem by calculating the level of belonging of object parameter values concerning the data of the object considered as standard. The latter is proposed to be used as a “computer assistant operator”

module when decoding aerospace images. An operator develops and takes a balanced decision using a computer, having the databases, methods, models, and criteria. The basis of the “computer assistant operator” is mathematical modeling, which allows a decision maker to obtain the missing information for him to make a decision.

Probabilistic and statistical methods used to solve optimization problems, statistical theories of identification, recognition and number theory [3, 4, 9, 10] are applied in [6] for the representation of the heuristic criterion of object classes determination by the results of measuring their informational features.

Processing of multizonal aerospace images for objects' classification according to known standards is interesting for the considered problems.

Based on heuristic criterion, the recognition of objects in aerospace images of the territory with different geological and landscape conditions and, respectively, the conditions with standard objects of different classes with different sets of values of informative features (of different nature and dimension) was performed. For the recognition and classification of investigated objects' images, the probabilities of the ratios of the studied areas' informative features to ones of each standard object present in the aerospace image was calculated. The class of the studied object was determined by the probability value which is higher or equal to the threshold value for the particular standard object by assessment of above-mentioned parameters based on a heuristic criterion, which includes the introduction of informative features of all the standards and automatic calculation of probabilities of the ratio of each studied object to all referenced objects.

The sequence of operations to implement the proposed method of automation of the decision-making procedure should free the operator from a significant amount of subjective and labor-intensive work which is performed using visual methods. The above sequence of execution is shown in Fig. 1.

Consider two examples of approbation of the proposed method below.

The first one is an assessment of the oil and gas availability of the sites on the territory of the Dnieper-Donetsk cavity, which was carried out using three standard classes: two of them — productive wells and



Fig. 2. Territory of the study of the Dnieper-Donetsk cavity (fragment of Landsat 8, 10.08.2017)

the other — empty one (Fig. 2). The following archive data were selected to assess the oil availability: a map of residual anomalies of the gravitational field, a geothermal grade map, a gravitational field diagram, an anomalous magnetic field map, temperature charts at the cut -3500 m and -5000 m. As a result of the pre-processing of the total a priori information, maps of various anomalies related to hydrocarbon deposits in one format are obtained. Also, multi-spectral (hyperspectral) and radar aerospace images (Landsat / ETM +, EO1 / Hyperion, Sentinel 1A, Sentinel 2A, and others) were used to calculate the Haralick's texture parameters and to create the scheme of relative neotectonic activity of blocks from the minimum to the maximum (in points from 1 to 10) (in the process of structural decoding and structurally-geomorphological analysis, schemes of block and high-altitude

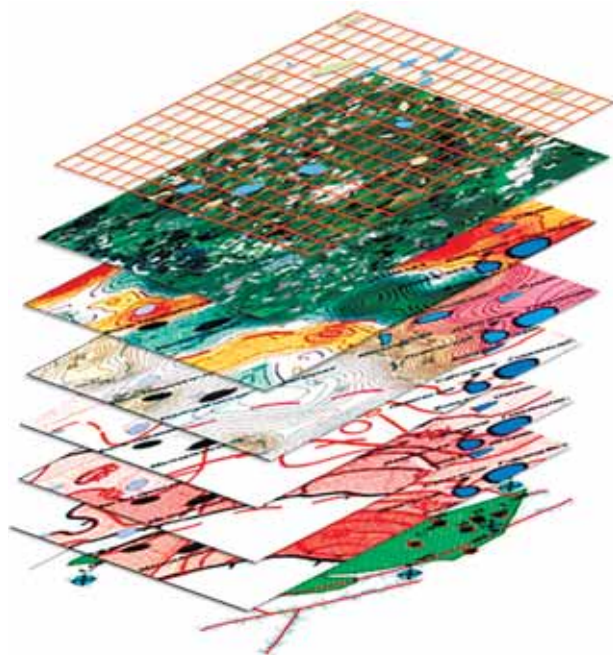


Fig. 3. A set of input layers of heterogeneous geospatial data

landscape fields are built). In addition, for obtaining the values of all types of features in the single points of the selected area, the grid (299 separate plots) with a size of 4×4 km was created. The set of input data is presented on Fig. 3.

Then, according to the algorithm (Fig. 1), all relevant iterations were carried out, and the threshold value of the probability of the ratio of the values of the informative features of each studied object to the values of the informative features of each object of a standard class of oil and gas availability present in the aerospace image was determined.

The final product of this process is the mapping of interdisciplinary, integrated assessment of the oil and gas availability in the studied areas and the determination of zones of reservoirs on the investigated territory, which is presented in Fig. 4 as the gray-scaled levels — the black color corresponds to the maximum value of oil and gas availability. Creating a map diagram characterizing the oil and gas availability in the zone and each of its sites, based on the results of remote and terrestrial studies, allows us to distinguish abnormal areas in the studied area.

The second example of approbation of the proposed method is the classification of agricultural

fields of the Kyiv region. Fig. 5 depicts the part of the area being studied with fields for standard classes and fields for classification.

The satellite image, which closely corresponds to the date of the growing season and ground-based data, was used to carry out the research. The Sentinel 2A image for August 1, 2017, spectral channels 2—12 (496.6 nm — 2202.4 nm) was selected [9]. Verification of the obtained results was carried out using the ground-based data for August 1, 2017, on the studied territory. According to the preconditions of the heuristic criterion, data for the study were selected for each of 5 crops (sunflower, corn, soybean, sugar beet, buckwheat) for 15 reference values of spectral characteristics. The separate class was added for soybean with wild grass. Also, separate classes for stubble and plowing were added, since the period of growth has ended.

The validation of the obtained results was carried out on 8 separate sites in accordance with the above-mentioned points with ground-based data on the same fields to assess the accuracy of the classification. The results of the validation are shown in Table 1. The following metrics were used for comparison: overall classification accuracy, producer's accuracy (PrAc), and user's accuracy (UsAc). The producer's accuracy shows how well the classification result for this class matches the test data. The user's accuracy, in turn, shows how likely it is that this class coincides with the results of the classification.

The mismatch matrix for the test sample using the proposed method is shown in Table 2 for more detailed consideration.

Table 1. The results of classification accuracy assessment

№ of class	Crop	PrAc, %	UsAc, %
1	Stubble	100	100
2	Sunflower	100	98
3	Corn	95.31	61
4	Soybean	557.56	99
5	Plowing	94.34	100
6	Soybean with weed	95.45	63
7	Sugar beet	100	94
8	Buckwheat	100	100
Overall accuracy OvAc = 89.37 %			

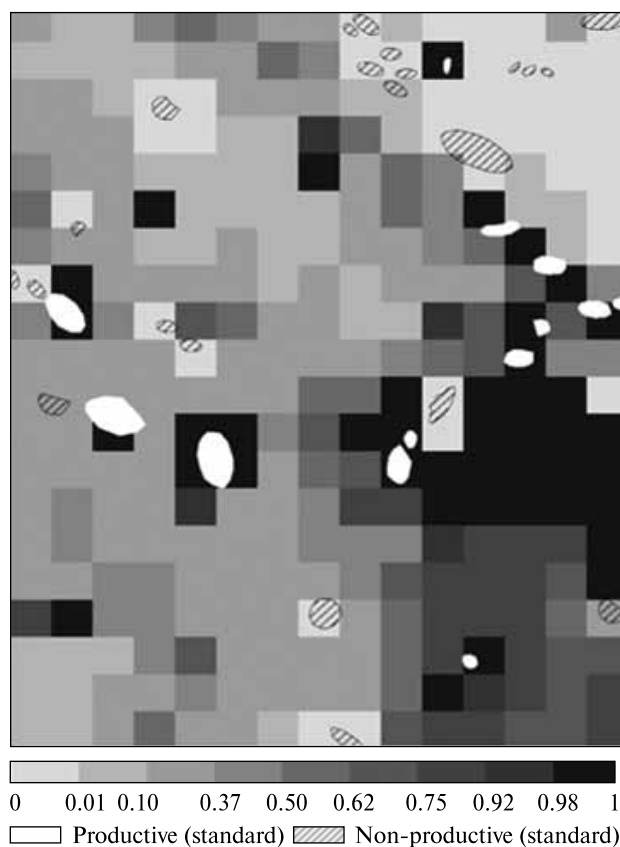


Fig. 4. Mapping of oil prospecting of areas of the territory of Dnieper-Donetsk cavity. Relative perceptivity is presented in brightness gradations - the black color corresponds to the maximum value of oil prospect



Fig. 5. The part of the test area on the Sentinel 2A for the 01.08.2017 (1 — stubble, 2 — sunflower, 3 — corn, 4 — soybean, 5 — plowing, 6 — sugar beet, 7 — fields with unknown crops)

Table. 2. Mismatch matrix for test sampling

(PrAc — producer's accuracy, UsAc — user's accuracy, Com — commission, Om — omission)

№ of class	1	2	3	4	5	6	7	8	UsAc, %	Om
1	1	0	0	0	0	0	0	0	100	0.0
2	0	0.98	0.02	0	0	0	0	0	98	2.0
3	0	0	0.31	0.47	0	0.2	0	0	61	39
4	0	0	0	0.99	0	0.01	0	0	99	1.0
5	0	0	0	0	1	0	0	0	100	0.0
6	0	0	0.01	0.46	0	0.53	0	0	63	37.0
7	0	0	0	0	0.06	0	0.94	0	94	6.0
8	0	0	0	0	0	0	0	1	100	0.0
PrAc, %	100	100	95.31	57.56	94.34	95.45	100	100		
Com	0.0	0.0	4.69	42.44	5.66	4.55	0	0		

As it is seen from the table above, the results of the classification of certain crops have a rather low correlation coefficient with ground-based data. This is due to the difference in vegetative periods. Therefore, the next step of research should be the study of agricultural crops in different periods of vegetation and the classification of crops for different varieties.

As a result of the study, it was found that the proposed method makes it possible to obtain the results not only of the classification of cultures but also of their belonging to each other in percentage. The latter expands the possibility of further evaluation of the particular agricultural crop condition. Also, a certain assessment of the crop condition has been performed.

For example, it was managed to divide soybean crops into conditionally clean and inbred ones.

RESULTS

The use of the heuristic criterion for solving the problems of the nature resources usage with the processing of aerospace images and in-situ measurements as the module of the “computer assistant” is substantiated. The proposed method was tested on the examples of assessing the oil and gas availability in the regions of the Dnieper-Donetsk cavity and the problem of classifying crops of different varieties in different periods of vegetation in the agricultural fields of the Kyiv region.

REFERENCES

1. Arkhipov A. I., Glazunov N. M., Khyzhniak A. V. (2018). Heuristic criterion for class recognition by spectral brightness. *Cybernetics and Systems Analysis*, **54**(1), 105–110.
2. Kemker R., Salvaggio C., Kanan C. (2018). Algorithms for semantic segmentation of multispectral remote sensing imagery using deep learning. *ISPRS J. Photogramm. Remote Sens.*, **145**, 60–77.
3. Knopov P. S., Kasitskaya E. J. (2002). *Empirical estimates in stochastic optimization and identification*. New York: Kluwer Acad. Publ.
4. Kolmogorov A. N. (2005). *Selected Works*. Vol. 2. Probability theory and mathematical statistics. Moscow: Mat. Institute named after V. A. Steklova RAS. Science, 584 p. [in Russian].
5. Lyalko V. I., Fedorovsky O. D., Popov M. O., et al. (2004). Using satellite data to study natural resource issues. *Space Research in Ukraine. 2002–2004*. Kyiv, 7–14 [in Russian].
6. Popov M. A., Stankevich S. A., Arkhipov A. I., Titarenko O. V. (2018). About possibility of hydrocarbon deposit remote detection using computer assistance. *Ukrainian J. Remote Sensing*, **16**, 34–40. URL: <https://www.ujrs.org.ua/ujrs/article/view/119> (Last accessed 08.08.2019).
7. Popov M. A., Stankevich S. A., Topolnytskyj M. V., Titarenko O. V. (2017). Integration of remote and geological-geophysical data in the search for oil and gas deposits on land. *Ecological safety and nature management*, Vol. 1-2 (23), 36–43 [in Ukrainian].
8. Ren S., He K., Girshick R., Sun J. (2016). Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks. *IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.*, **39**, 1137–1149.
9. Vapnik V. N. (1998). *Statistical learning theory*. New York: Wiley.
10. Webb A. R., Copsey K. D. (2011). *Statistical Pattern Recognition* (3rd ed.). New York: John Wiley.
11. Yakimchuk V. G., Sukhanov K. Yu. (2018). Estimation of hydrophysical characteristics of the aquatic environment using satellite images in the context of incomplete information, **19**, 33–38. URL: <http://ujrs.org.ua/ujrs/> (Last accessed 08.08.2019).

Received 08.08.2019

А. В. Хижняк, наук. співроб., канд. техн. наук

E-mail: avskolovska@gmail.com

О. Д. Федоровський, зав. відділу, чл.-кор. НАН України, д-р фіз.-мат. наук, проф.,

Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки (2005 р.)

E-mail: adfedorovsky@ukr.net

Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі

Інституту геологічних наук Національної академії наук України»

вул. О. Гончара 55-б, Київ 54, Україна, 01601

ІНТЕГРУВАННЯ ДАНИХ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ ТА НАЗЕМНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ РОЗВ'ЯЗУВАННЯ ЗАДАЧ ПРИРОДОКОРИСТУВАННЯ

Обґрунтовується інтегрування даних дистанційного зондування Землі та наземної інформації із застосуванням для розв'язування задач природокористування статистичного критерію як модуля комп'ютерного асистента оператора. Представлено алгоритм, який описує сукупність операцій та послідовність їхнього виконання, що реалізують запропонований метод автоматизації процедури прийняття рішень. Метод має звільнити оператора-дешифрувальника космічних знімків від значного об'єму суб'єктивної та трудомісткої роботи, яка виконується на основі візуально-інструментальних методів. На основі запропонованої методики було виконано розпізнавання зображень об'єктів на аерокосмічних знімках території з різними геологічними і ландшафтними умовами і відповідно до тих умов з об'єктами-еталонами різного класу з різним набором значень інформативних ознак (різної природи і розмірності). Для розпізнавання і класифікації зображень досліджуваних об'єктів визначались ймовірності відношення інформативних ознак досліджуваних ділянок до інформативних ознак кожного наявного на аерокосмічному знімку об'єкта-еталона. Представлено результати апробації запропонованої методики на прикладі оцінки нафтогазоперспективності ділянок Дніпровсько-Донецької западини та класифікації агрокультур сільськогосподарських полів у Київській області на різні сорти в різні періоди вегетації.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, інтеграція, природокористування, системний аналіз, статистичний критерій.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.04.038>
УДК 629.7.05

О. І. ТКАЧЕНКО

старш. наук. співроб., д-р техн. наук

E-mail: tkachenko_mnnc@ukr.net

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем

НАН України і Міністерства освіти і науки України

Проспект Академіка Глушкова 40, Київ-680, Україна, 03680

ВАРІАНТ ПРИВ'ЯЗКИ НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ОДНИМ КОСМІЧНИМ ЗНІМКОМ

Розглядається задача позиціонування невідомих наземних об'єктів у системі координат, пов'язаній з Землею (задача координатної прив'язки). Передбачається використання єдиного знімка згаданих об'єктів (маркерів), виконаного бортовою знімальною камерою космічного апарата на навколосезній орбіті і переданого на землю разом з синхронною супровідною інформацією. Залучається заданий апіорі математичний опис форми поверхні Землі. Зйомкам маркерів в інтересах координатної прив'язки передують польотне калібрування — уточнення взаємної орієнтації камери та бортового зоряного давача у тілі космічного апарата. Розрахунки у рамках калібрування і координатної прив'язки обслуговуються наземним комп'ютером.

На відміну від постановок і розв'язків розглядуваної задачі у відомих публікаціях, у цій роботі наперед надається вельми приблизна апроксимація шуканих координат об'єктів прив'язки з похибками на рівні 100 км. На цій підставі нелінійне рівняння земної поверхні замінюється лінеаризованим рівнянням відносно похибок позиціонування невідомого маркера. Вираз у лівій частині цього рівняння є проекцією вектора похибок позиціонування на напрям геоцентричного радіуса-вектора маркера. Згадане рівняння розв'язується разом з векторним рівнянням похибок, складеним на основі фотограмметричної умови колінеарності. Система чотирьох скалярних рівнянь похибок з певністю не вироджена, якщо лінія візування маркера не перпендикулярна до радіуса-вектора маркера.

Спрощення, допущені при лінеаризації рівняння формули Землі, істотно спотворюють оцінку параметрів прив'язки. Для послаблення цього ефекту пропонується методика координатної прив'язки, заснована на використанні розмитого спостерігача стану. Методика реалізується як послідовність циклічних операцій. У кожному циклі за допомогою розмитого спостерігача оцінюється відносно мала елементарна частина похибки позиціонування маркера. Збіжність процедури оцінювання така, що для отримання прийнятної точності прив'язки доводиться виконувати сотні і тисячі елементарних циклів. Це необтяжливо для розрахунків у стаціонарних умовах.

Точна і однозначна оцінка трьох координат об'єкта прив'язки можлива принаймні при його незначній висоті над рівневою поверхнею.

Ключові слова: космічний апарат, координатна прив'язка, зоряний давач, камера, розмитий спостерігач, рівняння поверхні Землі, збіжність оцінок.

Нижче розглядається задача координатної прив'язки — визначення місцезнаходження невідомих наземних об'єктів у системі координат, зв'язаній із Землею, за космічними знімками. Розрахунки виконуються на землі.

В роботах [1—3] передбачається вирішення завдань координатної прив'язки тільки по одному космічному знімку, в роботах [4, 5] — з використанням не менш ніж двох знімків об'єктів прив'язки.

Цитування: Ткаченко О. І. Варіант прив'язки наземних об'єктів за одним космічним знімком. *Космічна наука і технологія*. 2020. 26, № 4 (125). С. 38—44. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.038>

На відміну від постановок і розв'язків розглянутої задачі у відомих публікаціях [1–5], в даній роботі вважається наперед заданою апроксимація шуканих координат об'єктів прив'язки, хоча б і дуже груба, наприклад з помилками порядку 100 км. Можливо, цієї точності недостатньо для наведення оптичної осі камери на передбачуване місце розташування об'єкта прив'язки; така гіперболізація має на увазі продемонструвати конвергентні можливості власне методу прив'язки. Можна очікувати, що такий підхід виявиться корисним для прив'язки невідомого об'єкта, що потрапив у поле зору камери несподівано — без навмисного наведення.

Бортова апаратура, необхідна для координатної прив'язки, включає знімальну камеру, зоряний давач, приймач GPS, хронометр. Вважаємо, що при експонуванні невідомий точковий маркер M перебуває у полі зору камери. Вводяться ортонормовані координатні базиси: $\mathbf{J}$ — геоцентричний, пов'язаний з Землею, $\mathbf{K}$ — пов'язаний з камерою, з початком у її центрі проекції. Якщо координатній прив'язці передувє ретельне калібрування, то можна вважати, що орієнтація базису $\mathbf{K}$ відносно $\mathbf{J}$ визначається з потрібною точністю за показаннями зоряного давача. Одне рівняння вимірювань для методу прив'язки виходить на основі фотограмметричної умови колінеарності:

$$\Phi(\mathbf{e}_J)\mathbf{r}_J = \mathbf{e}_J \times \mathbf{R}_J, \quad (1)$$

де нижній індекс J вказує на подання векторів у базисі $\mathbf{J}$, $\mathbf{r}_J$ — шуканий геоцентричний радіус-вектор маркера M , $\mathbf{R}_J$ — геоцентричний радіус-вектор КА, знайдений за повідомленнями GPS, $\mathbf{e}_J$ — одиничний вектор лінії візування маркера, розрахований за допомогою камери, Φ — кососиметрична (3×3) -матриця; формально $\Phi(\mathbf{e}_J)\mathbf{r}_J \equiv \mathbf{e}_J \times \mathbf{r}_J$. Рівняння (1) визначає вектор $\mathbf{r}_J$ з точністю до проекції на напрямок лінії візування маркера.

Апроксимуємо рівневу поверхню Землі поверхнею еліпсоїда обертання так, що базисні напрямки системи $\mathbf{J}$ збігаються з головними центральними осями еліпсоїда:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1, \quad (2)$$

де x, y, z — координати в базисі $\mathbf{J}$, a, b — відповідно велика і мала півосі еліпсоїда.

Нехай $x^* = x + \Delta x$, $y^* = y + \Delta y$, $z^* = z + \Delta z$ — відомі координати точки, відносно близької до M . Позначимо $\mathbf{r}^\circ = [x^*, y^*, az^*/b]^T$ (індекс T вказує на транспонування), $\Delta \mathbf{r} = [\Delta x, \Delta y, \Delta z]^T$, $s = (\mathbf{r}^{\circ T} \mathbf{r}^\circ)^{1/2}$, $\mathbf{e}^\circ = \mathbf{r}^\circ / s$.

Рівняння вимірювань, що відповідає рівнянню (2), має вигляд

$$\mathbf{e}^{\circ T} \Delta \mathbf{r} = a - s. \quad (3)$$

Рівняння (3) характеризує проекцію вектора помилки $\Delta \mathbf{r}$ на напрям, протилежний $\mathbf{r}^\circ$. Воно нечутливе до складової названої помилки, перпендикулярної до $\mathbf{r}^\circ$. Рівняння (1) також виразимо через $\Delta \mathbf{r}$:

$$\Phi(\mathbf{e}_J)\Delta \mathbf{r} = \mathbf{e}_J \times (\mathbf{r}_J^* - \mathbf{R}_J).$$

Неспостережуваний підпростір трансформованого рівняння (1) відносно $\Delta \mathbf{r}$ збігається з напрямком лінії візування $\mathbf{e}_J$. Неспостережуваний підпростір рівняння (3) є площиною, перпендикулярною до $\mathbf{r}^\circ$. Якщо вектори $\mathbf{e}_J$ і $\mathbf{r}^\circ$ не є взаємно ортогональними, то вектор $\Delta \mathbf{r}$ не може одночасно належати обом неспостережуваним підпросторам, і отже, формально він цілком спостережуваний за вимірюваннями (1), (3). Ситуація повної спостережності безсумнівно має місце, якщо об'єкт прив'язки лежить у межах відносно вузького поля зору камери.

Для розв'язування рівнянь координатної прив'язки використовуємо формули розмитого спостерігача стану, подібно до того, як це зроблено в роботі [6] стосовно задачі польотного геометричного калібрування.

Нехай оцінку невідомого вектора $\mathbf{x} \in R^m$ (далі для визначеності $m = 3$) було отримано як результат n -го кроку рекурентної процедури у вигляді вектора $\mathbf{x}^{(n)}$. Результат наступного кроку шукається у вигляді

$$\mathbf{x}^{(n+1)} = \mathbf{x}^{(n)} + \Delta \mathbf{x}^{(n+1)},$$

де $\Delta \mathbf{x}^{(n+1)}$ — вектор уточнювального приросту оцінки. Для його обчислення формується скалярне рівняння виду $\mathbf{h}^T \Delta \mathbf{x}^{(n+1)} = z$, де $\mathbf{h} \in R^m$, z — скаляр (не плутати з координатою в базисі $\mathbf{J}$). При дотриманні відповідних умов спостережності оцінка вектора $\Delta \mathbf{x}^{(n+1)}$ виходить як резуль-

тат операцій

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_c &= \frac{\mathbf{P}^- \mathbf{h}}{\alpha + \mathbf{h}^T \mathbf{P}^- \mathbf{h}}, \\ \gamma_i^2 &= \frac{w_i z^2}{\beta + \mathbf{h}^T \mathbf{P}^- \mathbf{h}}, \quad i = 1, 2, 3, \\ \mathbf{G} &= \text{diag} \{ \gamma_1, \gamma_2, \gamma_3 \}, \\ \mathbf{P}^+ &= \mathbf{G}(\mathbf{P}^- - \mathbf{K}_c \mathbf{h}^T \mathbf{P}^-) \mathbf{G}, \\ \Delta \mathbf{x}^{(n+1)} &= \mathbf{K}_c \mathbf{z}, \end{aligned} \quad (4)$$

де α, β, w_i — додатні параметри, які можуть бути різними для різних рівнянь і різних кроків рекурентного рахунку, $\mathbf{P}^-$ — (3×3) -матриця, відома на початку $(n+1)$ -го кроку, $\mathbf{P}^+$ — (3×3) -матриця, обчислена на черговому кроці, $\mathbf{K}_c \in R^3$ — векторний коефіцієнт спостерігача для конкретного скалярного рівняння на черговому кроці. Параметри α, β, w_i та початкове значення $\mathbf{P}^-$ уточнюються шляхом попереднього налаштування спостерігача — багаторазового тестування з варіюванням умов прив'язки в діапазоні останніх, характерному для практичної реалізації. Якщо, як це має місце у розглянутій задачі, $\mathbf{x} = \text{const}$, етап прогнозу, звичайний для такого роду алгоритмів оцінювання, замінюється операцією пересилання $\mathbf{P}^- = \mathbf{P}^+$ після виконання розрахунків (4). Взагалі спостерігач (4) призначається для поліпшення збіжності оцінок стану за лінеаризованими рівняннями вимірювань. У даному випадку це рівняння (3). Застосування спостерігача (4) для обробки кожного з чотирьох скалярних рівнянь системи (1), (3) має підвищити точність і поліпшити збіжність оцінок в задачі координатної прив'язки.

При комп'ютерному моделюванні формул (1), (3) (далі — алгоритму (1)+(3)) відтворювався рух КА по сонячно-синхронній орбіті заввишки 670 км, близькій до кругової. Вводилися значення $a = 6378137$ м, $b = 6356752$ м. Це елементи системи параметрів Землі WGS 84. Задавалося розташування «невдомих» точкових наземних об'єктів на ділянках B і C , що мають форму квадрата зі стороною 5 км і зміщені під час зйомок щодо траси на відстані 100 і 300 км відповідно. Зйомка кожної ділянки здійснювалася, коли вона опинялася у полі зору камери. Як і в роботі

[4], на кожній з ділянок 16 об'єктів прив'язки лежать у вузлах рівномірної квадратної сітки, обмеженої периметром ділянки. Таким чином, кожна з координат об'єктів однієї ділянки в земному базисі утворює (4×4) -матрицю. Цей прийом не означає, що насправді передбачено такий набір об'єктів, він має на меті скоротити обсяг розрахунків для виявлення досліджуваних ефектів. Об'єкти пронумеровано як прийнято у мові програмування Фортран: зверху вниз в кожному стовпці згаданої матриці з безперервним продовженням нумерації в наступному стовпці. При зйомках кожної ділянки оптична вісь камери наводилася на околиці відповідного об'єкта № 7, що лежить на перетині другого стовпця і третього рядка матриці координат. Помилка наведення — випадкова величина, рівномірно розподілена у межах ± 1200 м. Помилки зоряного давача вводилися як нормально розподілені випадкові кути поворотів навколо двох напрямків, перпендикулярних до оптичної осі давача, і навколо самої цієї осі з середніми квадратичними відхиленнями відповідно $1''$, $1''$ і $20''$. Це орієнтовні характеристики перспективного зоряного давача БОКЗ-МД-02; вони приймаються для зниження фону, на якому виявляються помилки алгоритму прив'язки. Розмір пікселя камери 9 мкм. Середнє квадратичне відхилення нормально розподілених випадкових помилок GPS дорівнює 3 м. Моделюванню процесу координатної прив'язки передувало польотне геометричне калібрування системи «камера і зоряний давач». Після закінчення калібрування залишкові помилки визначення орієнтації камери відносно зоряного давача в базисі K мали середні квадратичні відхилення $1''$, $1''$ (помилки напрямку оптичної осі) і $56''$ (помилка у площині чутливої площадки). Слід враховувати, що при відносно близькому розташуванні об'єкта прив'язки до точки перетину оптичної осі камери з землею поверхнею вплив навіть дуже великої третьої помилки калібрування незначний порівняно із впливом малих значень двох перших помилок.

Моделювання при конкретному наборі умов і реалізації випадкових помилок виконувалося серіями по 100 варіантів у кожній. Зокрема, у кожному варіанті для всіх 16 об'єктів-маркерів

кожної ділянки вводилися взаємно незалежні початкові помилки завдання координат, нормально розподілені з середніми квадратичними відхиленнями 100 км. Мотивування настільки, взагалі кажучи, перебільшених умов було пояснене вище, хоча слід рахуватися з можливістю їхньої реалізації на практиці. У різних серіях єдиний знімок кожної ділянки виконувався при різних значеннях тангажу КА. За результатами конкретної серії розраховувалися у метрах характеристики M_x, M_y, M_z — оцінки математичних очікувань помилок обчислення координат об'єктів у земному базисі J — та $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ — оцінки середніх квадратичних відхилень тих же помилок.

Розрахунки за алгоритмом (1)+(3) виконувалися за циклічною схемою. Після кожної оцінки значення r_j для конкретного маркера воно вводилося як початкова умова для уточнення в наступному циклі. Моделювання показало повільну, але надійну збіжність оцінок, що вимагає декількох тисяч циклів для досягнення прийнятної точності прив'язки. Для стаціонарного комп'ютера це необтяжливо. Повільна збіжність шуканої оцінки пояснюється істотними помилками, які вносяться при лінеаризації рівняння (2).

В табл. 1 показано характеристики точності прив'язки для маркера № 7 ділянки B , отримані при зйомці з кутом тангажу 25° для різних значень кількості L_S циклів у серії рахунку. Видно, як зі збільшенням L_S збільшується точність прив'язки, доходячи до насичення в нижніх рядках таблиці.

В табл. 2 приведено характеристики $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$, отримані при моделюванні координатної прив'язки маркерів ділянок B та C при $L_S = 50000$ і зйомки з кутом тангажу 2.5° . Оскільки розміри ділянок B і C відносно невеликі, відмінності у точності прив'язки маркерів однієї ділянки незначні, хоча помітна теоретично обґрунтована тенденція до зниження точності прив'язки об'єктів, віддалених від точки № 7.

За показник швидкості збіжності оцінок в задачі прив'язки приймається різниця оцінок координат об'єкта x, y, z на черговому і попередньому циклах рахунку. В табл. 3 наведено такі показники $v_{x,7}, v_{y,7}, v_{z,7}$ для об'єкта № 7 ділянки B , отримані в одному з варіантів рахунку, і аналогічні показники $v_{x,16}, v_{y,16}, v_{z,16}$ для об'єкта № 16 тієї ж ділянки для різної кількості циклів L_S . Видно, як швидко уточнюються оцінки на

Таблиця 1. Характеристики точності прив'язки, ділянка B , маркер 7

L_S	$M_x, \text{м}$	$M_y, \text{м}$	$M_z, \text{м}$	$\sigma_x, \text{м}$	$\sigma_y, \text{м}$	$\sigma_z, \text{м}$
5	−346	849	−996	2473	6072	7124
50	47.1	27.3	43.9	453	258	413
500	0.6	0.5	1.5	126	8.8	130
5000	0.1	−0.5	1.0	6.0	5.9	8.5
50000	−0.2	0.5	1.2	3.0	6.5	6.9

Таблиця 2. Помилки прив'язки маркерів на ділянках B і C

Ділянка	$\sigma_x, \text{м}$				$\sigma_y, \text{м}$				$\sigma_z, \text{м}$			
B	9.7	8.8	7.1	6.7	2.7	2.9	3.0	3.0	7.5	6.3	7.3	8.9
	7.6	6.8	6.4	6.5	2.9	2.4	2.2	2.8	8.1	6.8	6.7	8.2
	6.6	7.3	8.4	9.1	3.6	2.9	2.6	2.5	10.1	8.1	6.1	7.0
	8.0	8.3	10.6	11.4	3.5	3.1	3.0	2.2	11.2	9.1	6.4	6.3
C	4.9	4.3	3.6	3.5	7.8	6.0	5.7	8.1	5.7	6.1	7.2	7.7
	3.7	3.6	3.2	3.3	7.7	5.7	6.2	7.8	5.3	5.4	5.8	6.0
	3.3	3.8	4.6	5.0	7.1	5.5	6.9	8.5	7.4	7.2	6.2	5.9
	4.1	4.7	5.8	6.4	6.8	5.2	6.6	9.3	9.7	9.0	8.0	7.5

Таблиця 3. Показники швидкості збіжності оцінок

L_S	$v_{X,7}, \text{ м}$	$v_{Y,7}, \text{ м}$	$v_{Z,7}, \text{ м}$	$v_{X,16}, \text{ м}$	$v_{Y,16}, \text{ м}$	$v_{Z,16}, \text{ м}$
1	$8.5 \cdot 10^3$	$-2.2 \cdot 10^4$	$-7.6 \cdot 10^4$	$-5.6 \cdot 10^4$	$-1.5 \cdot 10^4$	$-5.1 \cdot 10^3$
5	-52	93	-50	-130	240	-120
50	-0.45	0.80	-0.43	-1.2	2.2	-1.2
500	$-4.4 \cdot 10^{-3}$	$7.9 \cdot 10^{-3}$	$-4.2 \cdot 10^{-3}$	$-1.2 \cdot 10^{-2}$	$2.2 \cdot 10^{-2}$	$-1.2 \cdot 10^{-2}$
5000	$-4.4 \cdot 10^{-5}$	$7.8 \cdot 10^{-5}$	$-4.2 \cdot 10^{-5}$	$-1.2 \cdot 10^{-4}$	$2.2 \cdot 10^{-4}$	$-1.2 \cdot 10^{-4}$
50000	$-4.4 \cdot 10^{-7}$	$7.8 \cdot 10^{-7}$	$-4.2 \cdot 10^{-7}$	$-1.2 \cdot 10^{-6}$	$2.2 \cdot 10^{-6}$	$-1.2 \cdot 10^{-6}$

Таблиця 4. Залежність точності прив'язки від точності вихідних даних

L_S	$S_G, \text{ км}$	$M_X, \text{ м}$	$M_Y, \text{ м}$	$M_Z, \text{ м}$	$\sigma_X, \text{ м}$	$\sigma_Y, \text{ м}$	$\sigma_Z, \text{ м}$
5	1	-84.8	151.1	-80.4	393.5	702.1	375.1
	10	-712.5	1271	-681	2769	4941	2649
	100	-223.3	398.8	-213	3208	5724	3067
5000	1	-17.4	30.8	-16.2	77.6	136.2	72.7
	10	-2.8	4.5	-2.1	29.2	48.3	26.7
	100	-0.3	0.1	0.2	9.4	9.1	9.0
500000	1	-0.4	0.4	0.1	7.3	2.9	8.1
	10	-0.3	0.3	0.2	7.3	2.7	8.1
	100	-0.3	0.1	0.1	7.3	2.7	8.1

перших циклах, і як точність оцінок досягає насичення зі збільшенням L_S .

Як впливає зі сказаного, діапазон початкової невизначеності $\Delta \mathbf{r}$, який допускає успішне застосування алгоритму (1)+(3), досить широкий. Для демонстрації залежності точності прив'язки від фактичного рівня точності вихідної апроксимації координат місцезнаходження об'єкта прив'язки виконувалося додаткове моделювання. Його результати для об'єкта № 7 ділянки В показано у табл. 4, де S_G — середнє квадратичне відхилення початкових значень координат вектора помилок $\Delta \mathbf{r}$. Правдоподібне пояснення кількісних співвідношень між помилками прив'язки при різних значеннях L_S і S_G полягає в тому, що при відносно малих значеннях S_G затухання згаданих помилок має коливальний характер, а при великих S_G — асимптотичний характер. З цим узгоджуються результати моделювання при проміжних значеннях L_S , не включених у табл. 4. Як і слід було очікувати, після закінчення перехідних процесів (у табл. 4 — при

$L_S = 500000$) підсумкова точність координатної прив'язки практично не залежить від S_G .

Очевидно, рівняння (2) характеризує рівневу поверхню, але не реальний рельєф місцевості. Всупереч спрощеним міркуванням, якщо при зйомці лінія візування об'єкта-маркера строго вертикальна, але сам маркер лежить вище або нижче рівневої поверхні, в загальному випадку визначення геоцентричних координат на цій поверхні може виявитися неточним. Це не суперечить рівнянню (11) з роботи [1], яке аналітично зв'язує координати об'єкта на земній поверхні з елементами доступної інформації. Судячи з результатів моделювання з ідеальним поєднанням базисів камери і зоряного давача і безпомилковими показаннями чутливих елементів, піднесення маркера над рівневою поверхні на 100 м породжує помилку оцінювання широти приблизно в 3". На місцевості цьому відповідають помилки позиціонування в десятки метрів.

З двох рівнянь у варіаціях, що відповідають нелінійному рівнянню (2), як видається, тільки

рівняння (3) має правильний і збіжний розв'язок. З цим добре узгоджуються численні результати комп'ютерного моделювання, виконаного з варіюванням дислокації маркерів на поверхні земного еліпсоїда та реалізації випадкових збурень. Для контролю правильності оцінок придатні показники збіжності, подібні до при-

ведених у табл. 3. Можна показати, принаймні при вертикальній лінії візування маркера, що рівняння (3) у тому вигляді, як воно записане, правильно оцінює вертикальну складову вектора помилки Δr . Принаймні приєднання алгоритму (1)+(3) до методу, запропонованого в роботі [1], не зменшує надійності координатної прив'язки.

ЛІТЕРАТУРА

1. Лебедев Д. В. О географической привязке космических снимков. *Пробл. упр. и информ.* 2014. № 5. С. 71—79.
2. Лебедев Д. В. О привязке космических снимков по орбитальным данным. *Пробл. упр. и информ.* 2016. № 6. С. 120—132.
3. Пятак И. А. Задачи координатной привязки снимков, выполненных КА. *Вісн. Дніпропетровського ун-ту. Сер. Ракетно-космічна техніка.* 2011. Вип. 14. С. 116—122.
4. Ткаченко А. И. О координатной привязке наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія.* 2015. **21**, № 2. С. 65—72.
5. Ткаченко А. И. Два алгоритма привязки наземных объектов по космическим снимкам. *Космічна наука і технологія.* 2018. **24**, № 3. С. 69—74.
6. Ткаченко А. И. Усиленная сходимость оценок в полетной геометрической калибровке. *Космічна наука і технологія.* 2019. **25**, № 4. С. 41—47.

Стаття надійшла до редакції 07.10.2019

REFERENCES

1. Lebedev D. V. (2014). On geographical coordinate determination of space images. *J. Automation and Inform. Sci.*, No. 5, 71—79 [in Russian].
2. Lebedev D. V. (2016). On the coordinate determination of space images by coordinate data. *J. Automation and Inform. Sci.*, No. 6, 120—132 [in Russian].
3. Piatak I. A. (2011). Problems of geo-referencing of the snapshots fulfilled by spacecraft. *Dnepropetrovsk university. Ser. The Rocket and Space Technics*, No. 14, 116—122 [in Russian].
4. Tkachenko A. I. (2015). On a geo-referencing of terrestrial objects using space snapshots. *Kosm. nauka tehnol.*, **21**, No. 2, 65—72 [in Russian].
5. Tkachenko A. I. (2018). Two algorithms for geo-referencing of the terrestrial objects using space snapshots. *Kosm. nauka tehnol.*, **24**, No. 3, 69—74 [in Russian].
6. Tkachenko A. I. (2019). Strengthened convergence of estimations in the in-flight geometric calibration. *Kosm. nauka tehnol.*, **25**, No. 4, 41—47 [in Russian].

Received 07.10.2019

A. I. Tkachenko

Senior Researcher, Dr. Sci. in Techn.

International Research and Training Center for Information Technologies and Systems
of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine
40 Akademika Hlushkova Ave, Kyiv, 03187 Ukraine

A VERSION OF THE GEO-REFERENCING OF GROUND OBJECTS USING SINGLE SPACE SNAPSHOT

The problem of the positioning of unknown ground objects in a coordinate system related to the Earth (geo-referencing problem) is considered. The task was to use the single snapshot of the above-mentioned objects (markers) obtained with an onboard imaging camera of the spacecraft on the near-Earth orbit. The snapshot was transmitted to the ground-based services together with synchronous accompanying information for processing using the on-ground computer. The a priori accepted mathematical description of the Earth's shape was attracted. Imaging of markers for geo-referencing was preceded by in-flight calibration, which is to clarify the mutual attitude of the camera and the onboard star tracker in the body of the spacecraft. Unlike statements

of the above-mentioned problem and its solutions in known publications, here we started from a highly rough approximation of unknown coordinates of geo-referenced objects with errors at the 100 km level. At this base, the nonlinear equation of the Earth's surface is replaced by a linearized equation to positioning errors of an unknown marker. The expression in the left part of this equation represents a projection of the vector of positioning errors onto the direction of the marker's geocentric radius-vector. The above-mentioned equation is solved together with the vector equation of errors composed on the base of the photogrammetric collinearity condition. The system of four scalar equations of errors is wittingly nonsingular if the marker's line of sight is non-orthogonal to the radius-vector of the marker.

Simplifications made during the linearization of the equation of Earth's shape essentially distort the estimation of the geo-referencing's parameters. To dilute this effect, the method of geo-referencing based on using the fuzzy state observer is proposed. The method is realized as a sequence of cyclic operations. In each cycle, a relatively small elementary part of the marker's positioning error is estimated using a fuzzy observer. The convergence of the estimation procedure makes it necessary to repeat up to thousands of elementary cycles to get acceptable accuracy of geo-referencing. This can be easily handled by computers in on-ground conditions.

Accurate and unambiguous estimation of three coordinates of a geo-referencing object is possible when it has a low height above the level surface.

Keywords: spacecraft, geo-referencing, star tracker, camera, fuzzy observer, equation of the Earth's surface, convergence of the estimations.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.04.045>
УДК 528.88:630.4

М. В. АРТЮШЕНКО, старш. наук. співроб., д-р техн. наук
E-mail: mart47@i.ua

О. В. ТОМЧЕНКО, наук. співроб., канд. техн. наук

Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі
Інституту геологічних наук Національної академії наук України»
вул. О. Гончара 55-6, Київ 54, Україна, 01601

ПЕРКОЛЯЦІЙНА МОДЕЛЬ ДЛЯ КОНТРОЛЮ ПОШИРЕННЯ ЗАРАЖЕНЬ ЛІСУ ЗА ЗОБРАЖЕННЯМИ З КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

*Для України і багатьох країн Європи актуальним є вирішення проблеми катастрофічного висихання і загибелі соснових лісів, яке спостерігається останніми роками як наслідок зараження дерев стовбуровими шкідниками, короїдами (*Ips acuminatus*, *Ips sexdentatus*). Для вирішення цієї проблеми використовуються результати досліджень різного рівня, зокрема дистанційне зондування з космічних апаратів. Традиційні методи контролю за космічними знімками дозволяють описати інтенсивність зараження єдиним способом — визначенням площі кластерів зараження при умові високої просторової розрізненості дистанційних даних. Результат вимірювання площі кластерів істотно залежить від масштабу зйомки, через те що поле заражень є негладким. Висока вартість отримання детальних даних істотно стримує застосування інформаційних космічних технологій для контролю поширення зараження. У випадку масштабно-інваріантного розподілу площі кластерів заражень застосування статистичні методи і методи перколяційної теорії може дати істотно більше інформації про характер зараження.*

Впроваджені масштабно-інваріантні індикатори дозволяють визначати інтенсивність зараження за космічними знімками середньої просторової розрізненості, що значною мірою сприяє підвищенню економічної ефективності застосування інформаційної космічної технології дистанційного зондування. Розглянуто методи контролю і аналізу зараження лісу, що базуються на фізико-математичній теорії перколяції, в рамках якої розглядається поширення флюїду (шкідників) в неоднорідних середовищах. Запропоновані методи обробки та інтерпретації космічної інформації дозволяють зробити низку важливих висновків і на їхній основі отримати обґрунтовані рекомендації, спрямовані на підвищення ефективності боротьби з шкідниками лісу. На завершення цей підхід проілюстровано експериментами з реальними космічними зображеннями і результатами валідації перколяційної моделі поширення заражень лісу.

Ключові слова: зараження лісу, перколяційна теорія, кластери зараження, космічна зйомка, степеневий розподіл, скейлинг, індикатори зараження.

ВСТУП

Лісові екосистеми виконують найважливіші екологічні функції та є ключовим компонентом біосфери. Проблеми збереження, відтворення і раціонального використання лісових ресурсів

приділяється велика увага з боку міжнародної громадськості. Для України і багатьох країн Європи актуальним є вирішення проблеми катастрофічного висихання і загибелі соснових лісів, яке намітилося в останні роки в результаті їхньо-

Цитування: Артюшенко М. В., Томченко О. В. Перколяційна модель для контролю над поширенням заражень лісу за зображеннями з космічних апаратів. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 4 (125). С. 45—56. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.045>

го зараження стовбуровими шкідниками, короїдами (*Ips acuminatus*, *Ips sexdentatus*) [2, 3]. Серед понад 30 деревних порід, представлених в лісах України, частка сосни становить в середньому 33 %, а в окремих регіонах вона перевищує 80 % [3]. За рекомендацією вітчизняних і зарубіжних фахівців, єдиним ефективним засобом боротьби з короїдом є своєчасна санітарна рубка і термінове вивезення з лісу пошкодженої деревини [2].

Для вирішення проблеми масового всихання соснових лісів використовуються результати різного рівня досліджень: ДНК-діагностика раннього захворювання дерев, селекційний відбір біологічно стійких порід по молекулярно-генетичних характеристиках, методи феромонних пасток, дистанційного зондування (ДЗ) з безпілотних і космічних літальних апаратів і візуальний контроль. При спостереженні хвойних лісів України за допомогою високоточних сенсорів космічних апаратів (КА) можна побачити, що серед зелених хвойних дерев наявні численні вкраплення жовто-рудих ділянок різних розмірів і форми. Це уражені жуками-короїдами дерева [1]. Значні площі зараження лісів, швидкість поширення і розвитку дорослих особин короїдів при високій весняній температурі, яка спостерігається в останні роки, сприяє швидкому (за кілька тижнів) усихання сосен.

З огляду на високу швидкість поширення зараження лісів, природним способом глобального оперативного контролю ситуації є простий підрахунок площ короїдного всихання лісових масивів по високоточних знімках з КА. При цьому результат вимірювань площ кластерів зараження суттєво залежить від масштабу зйомки, оскільки поле заражень є негладким [4]. Описати інтенсивність зараження традиційним методом можна єдиним способом, а саме — підраховуючи площу при високій просторовій розрізненості, тобто при досить малій величині проєкції пікселя зображення на земну поверхню. Однак висока вартість отримання високоточних даних істотно стримує застосування інформаційних космічних технологій для контролю поширення зараження. У випадку масштабно-інваріантного розподілу площ кластерів [4—8] застосування відповідних методів і моделей інтерпретації кос-

мічної інформації може дати набагато більше інформації про характер зараження.

До переліку обговорюваних в цій статті завдань входить використання масштабно-інваріантних індикаторів, які дозволяють визначати інтенсивність зараження за космічними знімками середньої просторової розрізненості, що значною мірою сприяє підвищенню економічної ефективності використання космічної зйомки.

Результати аналізу глобального рівня спостережень з КА базуються на фізико-математичних методах теорії перколяції, в рамках якої розглядається поширення флюїду (шкідників) в неоднорідних середовищах [7, 8, 10]. Розглянуті нижче методи обробки та інтерпретації космічної інформації дозволяють зробити ряд важливих висновків і на їхній основі отримати обґрунтовані рекомендації, спрямовані на підвищення ефективності боротьби зі шкідниками лісу. На завершення цей підхід проілюстровано числовими експериментами з реальними космічними зображеннями і результатами валідації перколяційної моделі поширення заражень лісу.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Динаміка поширення заражень дерев у лісі розглядається як випадковий процес, який формалізується двовимірною моделлю перколяції і вивчається по космічних знімках лісового масиву. На решітці пікселів (растрі) $m \times m = N$ квадратної області W , лінійного розміру m , задано бінарне зображення, визначене цифровою функцією

$$I_j = \begin{cases} +1, & j \in B, \\ 0, & j \notin B, \end{cases} \quad (1)$$

де $j = \overline{1, N}$ номер пікселя, B — клас об'єктів «клітинка із зараженими деревами». Цей клас визначається у процесі сегментації зображення лісового масиву з КА. Функція I_j розглядається далі як бінарне зображення квадратної області $\bar{\Omega}$ площини землі. В області $\bar{\Omega}$ зображенням задано сітку, квадратні клітинки якої є проєкціями пікселів на земну площину. Методологія перколяції використовується для моделювання формування кластерів із заражених клітинок області $\bar{\Omega}$ і відповідно кластерів з пікселів бінарного

зображення. Під кластером слід розуміти сукупність клітинок сітки або асоційованих з ними пікселів бінарного зображення (1), що перебувають в стані (+1) і мають хоча б одну загальну сторону. Пікселі зображення зі значеннями (+1) зафарбовуються одним кольором.

Кількість і розмір кластерів визначає конфігурацію сітки зараження лісового масиву. Поширення захворювання дерев розглядається як формування кластерів з клітинок квадратної сітки розміром $m \times m = N$. Процес формування визначається рівнем ймовірності p , загальним для всієї перколяційної сітки і характеризує інтенсивність поширення зараження. Рівень p залежить від багатьох факторів, серед яких: площа лісу, зараженого шкідниками, температура, рівень ґрунтових вод, стан ґрунту, вік дерев, структура лісового масиву, проведені санітарні заходи тощо. Точний облік і математичний опис дії навіть істотних чинників, що впливають на поширення заражень, не є можливим, а їхня сумарна дія моделюється рівнем ймовірності p . У перколяційній моделі кожна клітинка сітки $j=1, N$ випадковим чином набуває одного з двох станів:

$$I_j = \begin{cases} +1, & p_j < p, \\ 0, & p_j \geq p. \end{cases} \quad (2)$$

На бінарному зображенні зафарбовані клітинки відповідають стану (+1). Розміри кластерів сітки визначаються кількістю клітинок, які знаходяться в стані (+1), або площею, яку займають кластери на земній поверхні. Кластер на зображенні може характеризуватися кількістю зафарбованих пікселів, з яких він складається. В результаті застосування виразу (2) до всіх пікселів області Ω зафарбованою виявиться відносна частка p всіх пікселів.

На рис. 1 наведено приклад бінарного зображення перколяційної системи на квадратній решітці лінійного розміру $m=16$ з ймовірністю заповнення клітинок $p=0.2$. Якщо ймовірність p невелика, то тільки невелика кількість клітинок отримає значення (+1), і більшість зафарбованих клітинок утворює одиночні кластери або кластери по дві, три клітинки (піксела). Отже, середній розмір кластерів $\langle s \rangle$ теж невеликий. При повторенні обчислювального експерименту

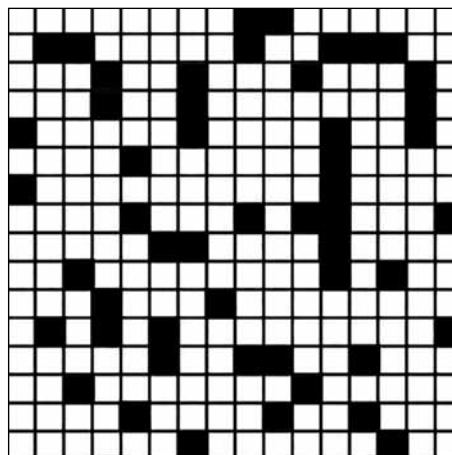


Рис. 1. Демонстраційний приклад фрагмента бінарного зображення перколяційної сітки при значенні $p = 0.2$ на решітці 16×16

з перколяційною моделлю кожного разу виходять нові конфігурації кластерів на решітці.

Зі зростанням ймовірності p більшість клітинок виявляється зафарбованими, і вони об'єднуються у великі кластери, середній розмір $\langle s \rangle$ яких теж збільшується. При малих значеннях p середній розмір $\langle s \rangle$ малий і не залежить від розмірів сітки. При певному критичному значенні ймовірності $p = p_c$ серед кластерів різного розміру вперше спостерігається один великий перколяційний кластер, який тягнеться від одного краю сітки до протилежного, і стає можливим такий стан структури, при якому є хоча б один неперервний шлях від одного краю сітки до протилежного. В цьому випадку сітка (система клітинок) перколює (протікає), і, якщо сітка стає великою, стає великим і значення $\langle s \rangle$ — середній розмір кластерів збільшується із зростанням розмірів перколяційної сітки. Отже, перколяційна сітка моделює два різні випадки, — один для малих значень ймовірності $p < p_c$, при яких $\langle s \rangle$ також мале і не залежить від розмірів сітки. Другий випадок виникає при великих значеннях $p \geq p_c$, для яких середнє значення кластерів $\langle s \rangle$ велике і збільшується зі збільшенням сітки. Ця властивість перколяційної сітки використовується у фізиці для моделювання безперервних фазових переходів [7, 8]. Перколяція у моделі поширення заражень розглядається як резуль-

тат збільшення кластерів до розмірів, сумірних з розміром лісового масиву. Середній розмір кластерів $\langle s \rangle$ сітки використовується у моделі як одна з індикаторних ознак і міра інтенсивності зараження лісового масиву, а динаміка цієї величини слугує мірою поширення захворювання дерев лісового масиву за спостереженнями з космосу.

Валідація за космічними знімками перколяційної моделі поширення заражень лісу передбачає встановлення ряду основних властивостей перколяційної системи за зображеннями з КА:

- утворення кластерної структури зараження ділянок лісу;
- зростання середнього розміру (площі) кластерів структури із зростанням поширення зараження лісу;
- степенева залежність частотного розподілу кластерів структури за розмірами.

Виходячи з властивостей перколяційної моделі, необхідно визначити індикаторні ознаки, що кількісно характеризують інтенсивність поширення зараження, методи і алгоритми формування індикаторних ознак (індикаторів) за космічними знімками, а також встановити залежність цих ознак від просторової розрізненності (масштабу) зйомки.

МЕТОДИ І АЛГОРИТМИ ФОРМУВАННЯ ІНДИКАТОРІВ

Алгоритм обчислення середнього розміру кластерів перколяційної сітки. Задамо конфігурацію сітки кількістю і розмірами кластерів. Розмір кластера визначається кількістю в ньому клітинок стану (+1). Тип кластера характеризується його розміром. Нехай мережа складається з $i=1, M$ типів кластерів, тоді: s_i — розмір кластерів i -го типу, n_i — кількість кластерів i -го типу. Визначимо ймовірність w_i того, що випадково вибрана клітинка сітки належить кластеру i -го типу, який має розмір s_i :

$$w_i = \frac{s_i n_i}{\sum_{i=1}^M s_i n_i}, \quad (3)$$

де

$$\sum_{i=1}^M w_i = 1.$$

З урахуванням знайденого вектора ймовірності (3), середній розмір кластерів сітки $\langle s \rangle$ визначається як момент першого порядку розподілу

$$\langle s \rangle = \sum_{i=1}^M w_i s_i. \quad (4)$$

Одиницею вимірювань розмірів кластерів s_i і їхнього середнього розміру $\langle s \rangle$ можуть бути кількість пікселів або площа у квадратних метрах проєкції пікселів на земну поверхню.

Приклад обчислення середнього розміру кластера сітки за зображенням. У термінах введених позначень визначимо характеристики конфігурації сітки за бінарним зображенням, наведеним на рис. 1:

$$M = 4; \quad i = \overline{1,4}; \quad s^T = (1 \ 2 \ 3 \ 7); \quad n^T = (20 \ 6 \ 4 \ 1), \quad (5)$$

де індекс «Т» — знак транспонування.

Обчислення вектора ймовірності кластерів виконуємо згідно з виразом (3) за знайденими характеристиками конфігурації сітки (5):

$$w^T = (0.392, 0.235, 0.235, 0.137). \quad (6)$$

Середній розмір кластера у пікселях зображення знаходимо за виразом (4): $\langle s \rangle = 2.529$.

Методи обчислення розподілів площ заражень. Статистичний аналіз характеристик багатьох процесів часто демонструє велику варіабельність значень величин, які не групуються біля одного або декількох величин, що вимірюються, а мають значний розмах значень, який може охоплювати декілька порядків [5, 6, 8]. Для перколяційної моделі введемо у розрахунок величину варіабельності V кластерів заражень як відношення між максимальною і мінімальною площею кластерів:

$$V = \frac{s_{\max}}{s_{\min}},$$

$$s_{\max} = \max\{s_i^M\}, \quad (7)$$

$$s_{\min} = \min\{s_i^M\},$$

де M — кількість типів кластерів.

Проведені авторами дослідження показали, що структура площ зараження лісових масивів характеризується значною варіабельністю розмірів кластерів зараження, що є однією з оз-

нак степеневому розподілу. Системи і процеси з такою властивістю звичайно підпорядковуються степеневому закону розподілу. Відмінною особливістю степеневому закону розподілу, відомого також як закон Ципфа, розподіл Парето або розподіл з «важким хвостом», є повільне зменшення ймовірності великих значень вимірюваних величин x [8]. Для степеневих розподілів великі події відбуваються недостатньо рідко, щоб їх не враховувати при розгляді, через що графіки розподілів мають важкі хвости, що свідчить про можливість розвитку в системі катастрофічних явищ, пов'язаних з появою великих значень x . Стосовно до поширення заражень лісу це означає, що є велика ймовірність появи кластерів заражень значних розмірів (площ). У випадку степеневому закону щільність розподілу ймовірності випадкової неперервної величини X зі значеннями x описується степеневою функцією $u(x)$:

$$u(x) = C x^{-\alpha}, \quad x > 0, \quad \alpha > 0, \quad (8)$$

а для дискретних величин — визначається рядом розподілу ймовірності

$$p_i = P(X = x_i), \quad x_i > 0, \quad i = \overline{1, n}$$

$$p_i = c x_i^{-\alpha}, \quad \alpha > 0, \quad \sum_{i=1}^n p_i = 1, \quad (9)$$

де C, c — сталі величини, α — степеневий показник, p_i — ймовірність, обчислена як відносна частота, з якою зустрічаються значення x_i .

Степеневий вид функції щільності (8) в білогарифмічних координатах виражається лінійною залежністю

$$\ln u = \ln C - \alpha \ln x, \quad (10)$$

яка використовується для ідентифікації розподілів даного типу.

У роботі [8] на модельних прикладах показано, що ідентифікація степеневих розподілів за допомогою побудови гістограм є поганою практикою. Згідно із виразом (10) гістограма степеневому розподілу у подвійних логарифмічних координатах повинна виглядати як пряма лінія. Проте статистичний шум для великих значень величини, що рідко зустрічаються, призводить до передчасного обрізання «хвоста» гістограми. У випадку степеневих розподілів для побудови гістограм, які

розглядаються як емпіричний аналог щільності ймовірності, необхідно мати вибірки дуже великих об'ємів. На практиці ідентифікація степеневих розподілів виконується ранговим (ранг-частота) методом, який послаблює вимоги до великого об'єму статистичних даних і дозволяє уникнути ранньої появи статистичного шуму [5, 8]. Ранговий метод обробки даних спостережень передбачає надання номера (рангу) для кожного значення величини у вибірці, впорядкованій за спаданням. Кожному елементу послідовності, починаючи з найбільшого значення, надається номер. Елементи з однаковими значеннями одержують різні номери в спадній послідовності. Кожне вибірконе значення має ранг, що дорівнює найбільшому номеру елемента з даним значенням. Ранги значень є накопиченими (кумулятивними) частотами розподілу, а максимальне значення накопиченої частоти (повна частота) дорівнює кількості N елементів у вибірці. Частота, з якою зустрічаються значення випадкової величини, розглядається як статистична ймовірність. Ідентифікація степеневому розподілу ранговим методом виконується шляхом побудови кумулятивної функції $F(x)$:

$$F(x) = P(X \geq x) = \sum_{x_i \geq x} P(X = x_i), \quad (11)$$

де X — випадкова величина, x — поточне значення величини. Позначення під знаком суми вказує на те, що підсумовування поширюється на всі значення x_i , які більші чи рівні поточним значенням. Імовірнісна кумулятивна функція степеневому розподілу досягає максимального значення, рівного одиниці, при $X = x_{\min}$, $F(x_{\min}) = 1$.

Кумулятивна функція $F(x)$ визначена як для дискретних, так і для безперервних величин. Для неперервної величини x функція $F(x)$ пов'язана з функцією щільності $u(x)$ інтегральним співвідношенням, в якому при виборі меж інтегрування враховується той факт, що степеневий розподіл (8) розходиться при малих значеннях x :

$$F(x) = \int_x^{\infty} u(x) dx = C \int_x^{\infty} x^{-\alpha} dx = \frac{C}{\alpha - 1} x^{-(\alpha - 1)} = C_1 x^{-(\alpha - 1)}. \quad (12)$$

Зі співвідношення (12) випливає, що кумулятивна функція $F(x)$ степеневого розподілу є також степеневою функцією зі значенням показника степеня, що на одиницю менший від показника α функції щільності (8), і в білогарифмічних координатах виражається лінійною залежністю

$$\ln F = \ln C_1 - (\alpha - 1) \ln x. \quad (13)$$

При відомій множині значень кумулятивної функції у білогарифмічних координатах методом найменших квадратів визначається значення степеневого показника $\alpha - 1$ як коефіцієнта нахилу прямої (13).

Умова нормування щільності розподілу задається рівнянням

$$\int_{x_{\min}}^{\infty} u(x) dx = 1,$$

з якого визначається значення коефіцієнта C :

$$1 = C \int_{x_{\min}}^{\infty} x^{-\alpha} dx = \frac{C}{1-\alpha} x^{-\alpha+1} \Big|_{x_{\min}}^{\infty},$$

$$C = (\alpha - 1) x_{\min}^{\alpha-1}.$$

Нормований вираз (8) має вигляд

$$u(x) = [(\alpha - 1) x_{\min}^{\alpha-1}] x^{-\alpha}.$$

Видно, що нормування змінює тільки величину множника C , не змінюючи степеневий розподіл, а також значення степеневого показника α . З огляду на цю особливість степеневий розподіл з точністю до постійних множників мають місце співвідношення

$$F(x) \propto x^{-(\alpha-1)}, \quad u(x) \propto x^{-\alpha}. \quad (14)$$

Ранговий метод обчислення кумулятивної функції розподілу дозволяє ідентифікувати степеневий розподіл і визначити показник степеня як для нормованих значень, так і не переймаючись про виконання умов нормування (14).

Масштабно-інваріантні індикатори заражень лісу за зображеннями з КА. На математичному рівні опису масштабно-інваріантні властивості степеневих розподілів очевидні. Степеневий закон для імовірнісного розподілу значень x вимірюваної величини виражається однорідною функцією однієї змінної $u(x) = cx^{-\alpha}$ і зберігає всі

добре відомі властивості класу однорідних функцій довільного числа змінних. Якщо щільність розподілу $u(x)$ підпорядковується степеневому закону, то зміна масштабу x в k разів не змінює виду функціональної залежності і значення показника α , значення функції збільшується (зменшується) в $k^{-\alpha}$ разів

$$u(kx) = c(kx)^{-\alpha} = ck^{-\alpha} x^{-\alpha} = C x^{-\alpha},$$

$$C = ck^{-\alpha}, \quad k > 0, \quad \alpha > 0. \quad (15)$$

Через цю властивість, степеневі розподіли називають масштабно-інваріантними. Степеневий показник розподілу α і показник $(\alpha - 1)$ кумулятивної функції (14) є інваріантами розподілу. Точніше визначення цих параметрів виражається як кратні подвійні інваріанти групи несиметричних розтягнень [5]. Масштабна інваріантність степеневих розподілів розмірів кластерів заражень означає, що ці інваріанти не залежать, а на практиці мало залежать від просторової розрізненості космічної зйомки і, отже, можуть бути використані як індикатори інтенсивності зараження, що визначаються як по високоточних знімках, так і по знімках середньої просторової розрізненості. Властивість масштабно-інваріантності притаманне багатьом геофізичним, біологічним, соціальним процесам і системам [5, 6].

ВАЛІДАЦІЯ ПЕРКОЛЯЦІЙНОЇ МОДЕЛІ ЗАРАЖЕННЯ ЛІСУ

Валідація моделі провадилася на тестовій ділянці соснового лісу, розташованого на території Камінь-Каширського району Волинської області. Методи і алгоритми, які застосовуються при формуванні індикаторних ознак зараження, належать до методів інтерпретації космічної інформації. Цим алгоритмам передують методи обробки космічної інформації, за допомогою яких виконується класифікація та сегментація зображень лісу в різних діапазонах видимого спектру.

За космічними знімками та наземною інформацією виконано аналіз динаміки наслідків заселення лісу вершинним короїдом (*Ips acuminatus*) протягом трьох років (2016—2018 рр.). За зображеннями досліджувався квадратний фрагмент

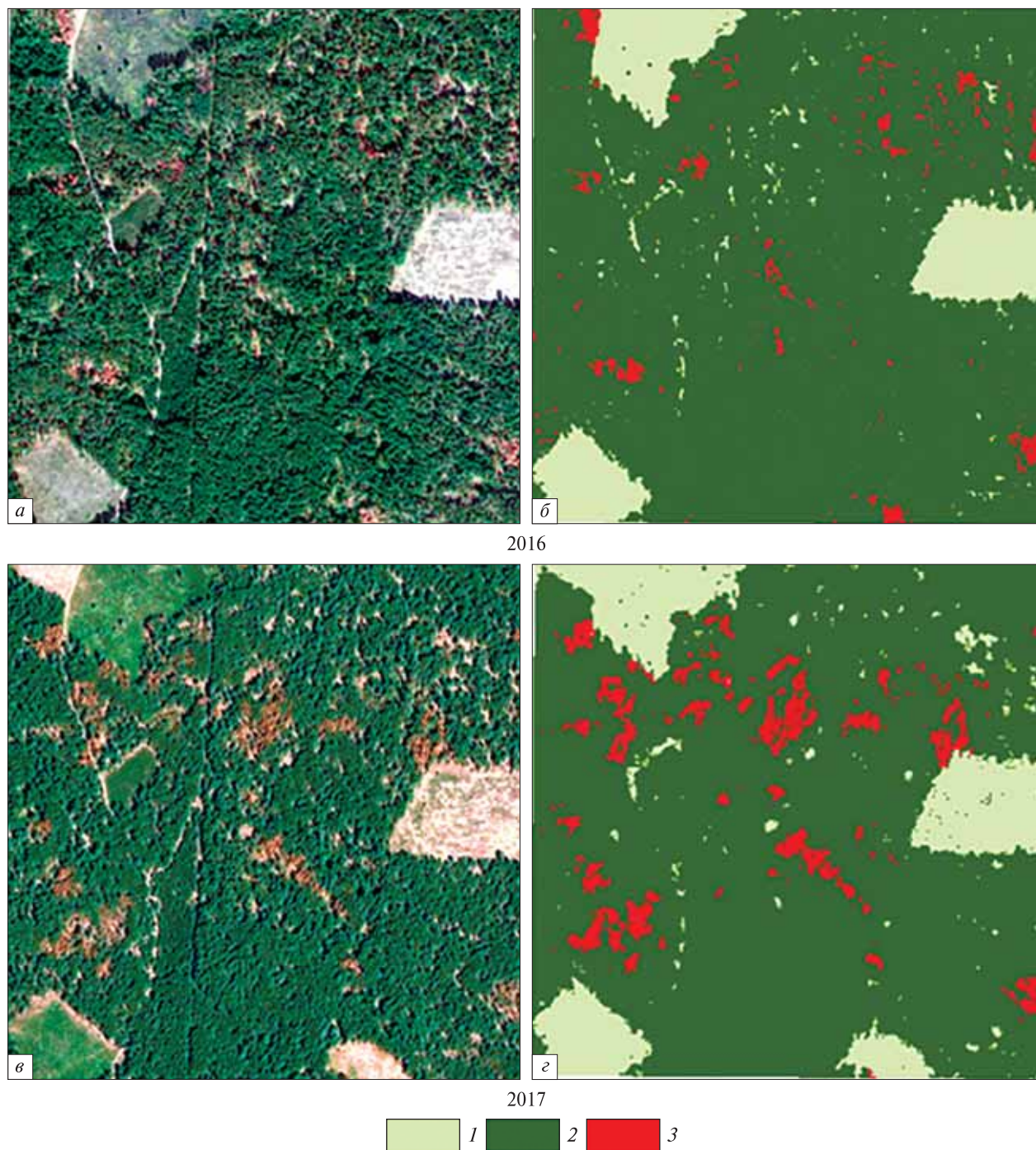


Рис. 2. Результат сегментації (карти (б, з) високоточних знімків (а, в) тестової ділянки лісу: 1 — санітарні рубки, 2 — здоровий сосновий ліс, 3 — заражений (всохлий) ліс

ділянки лісу площею 53.5 га. З огляду на результати наземних спостережень, які показують, що високі весняні температури сприяють швидкому

всиханню сосни (кілька тижнів) при заселенні її короїдом, сегментація заражених площ виконувалася по ділянках засохлих дерев. Аналіз і

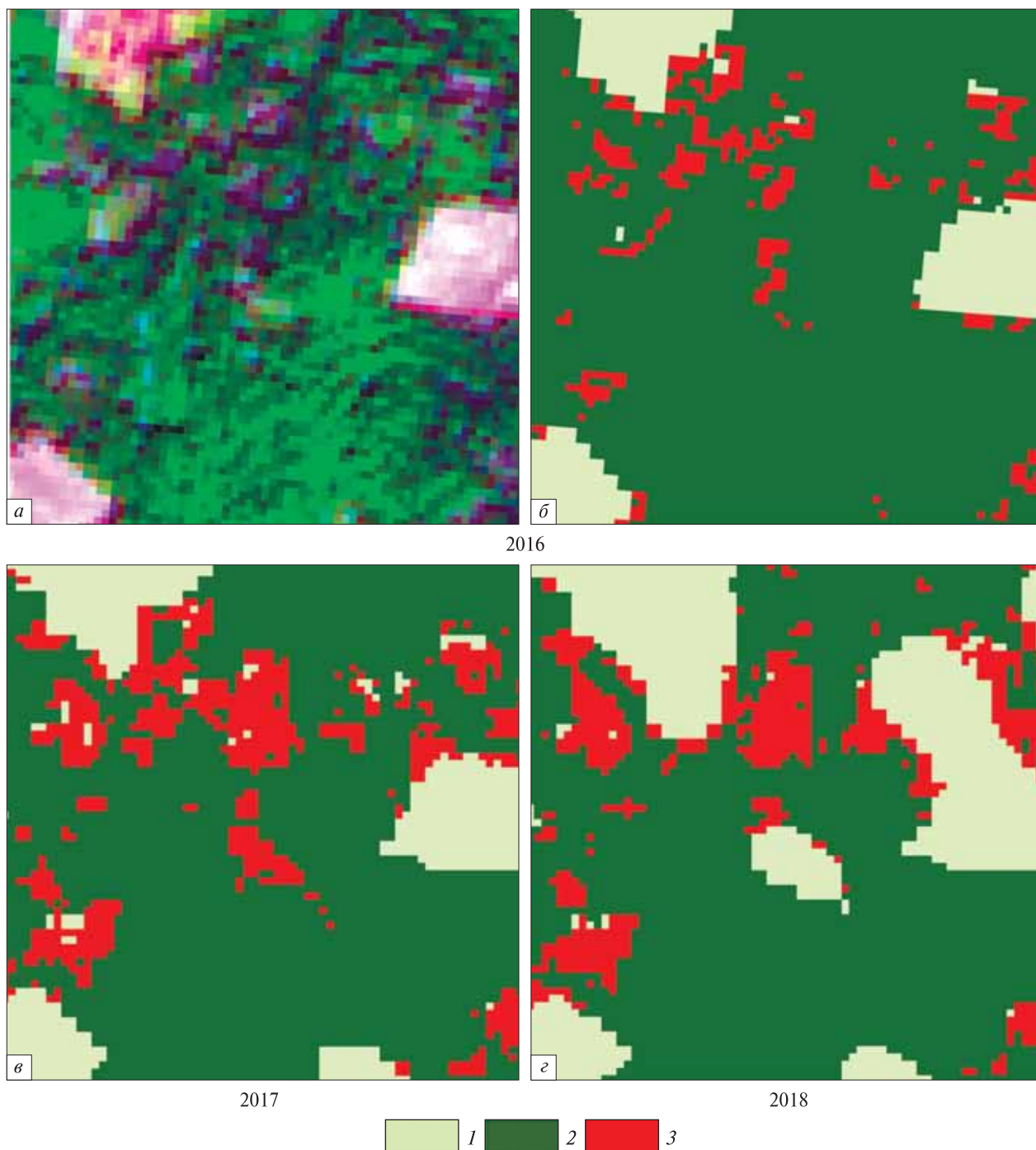


Рис. 3. Знімок 2016 р. з КА Sentinel-2A (а) та результат сегментації (карти) знімків тестової ділянки лісу середньої просторової розрізненості (б—г): 1 — санітарні рубки, 2 — здоровий сосновий ліс, 3 — заражений (всохлий) ліс

зіставлення площ короїдного всихання сосново-го лісу провадилися як по високоточних знімках видимого діапазону (рис. 2) з КА WorldView-2

(08.09.2016) і Pleiades-1B (09.08.2017), так і по знімках з КА Sentinel-2A (рис. 3) середньої просторової розрізненості 10 метрів.

Для розпізнавання на високоточних зображеннях об'єктів інтересу трьох класів: «санітарні вирубки та галявини», «здоровий сосновий ліс», «заражений (всохлий) ліс» застосовувався об'єктно-орієнтований підхід. Дешифрування знімків середньої просторової розрізненності виконувалося з використанням піксельно-орієнтованого підходу. Після створення еталонів для трьох класів було проведено автоматичну класифікацію об'єктів методом штучних нейронних мереж [9]. На рис. 2, б, г і рис. 3, б—г наведено сегментовані зображення (карти), які показують динаміку поширення заражень і ділянок санітарних вирубок на тлі здорового лісу. На картах ясно простежується кластерна структура ділянок зараження, властива перколяційним системам. На карті 2018 р. (рис. 3, г) видно формування перколяційного кластера, який міг би сягати від лівого до правого краю сітки, і тільки санітарні вирубки перешкоджають його утворенню. Основні кількісні характеристики поширення зараження, отримані по знімках різної просторової розрізненності і в різні роки, зведено в таблицю.

Зростання середньої площі кластерів $\langle s \rangle$ демонструє збільшення інтенсивності зараження лісу по роках. Цей розрахунок був виконаний відповідно до алгоритму розглянутому вище (1), (3), (4). Слід зазначити, що значення $\langle s \rangle$, так само як і загальна площа зараження S_3 залежать від масштабу розгляду, який визначається величиною просторової розрізненності δ зображень з КА. Значна варіабельність V площ кластерів зараження (див. таблицю), підрахована за виразом

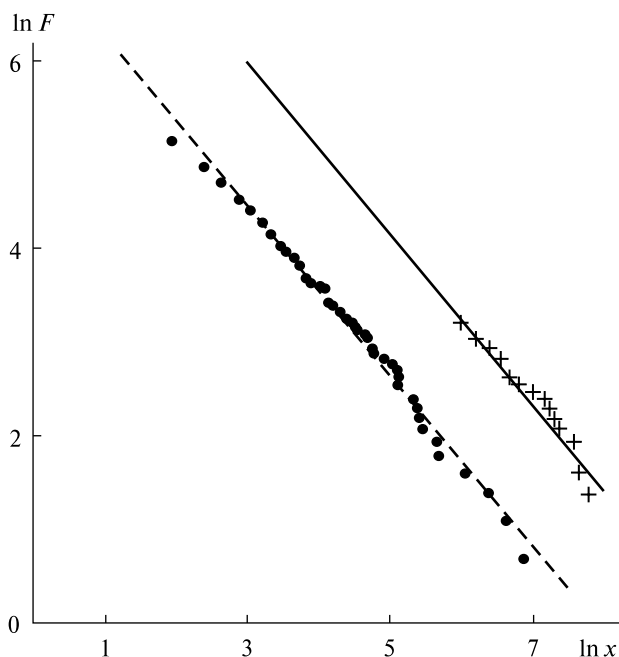


Рис. 4. Графіки кумулятивних функцій розподілу кластерів короїдного всихання лісу за розмірами, побудовані за зображеннями (2016 р.) з просторовою розрізненністю $\delta = 10$ м (хрестики) і $\delta < 3$ м (точки). Прямі — відповідні лінії регресії

(7), вказує на можливу апроксимацію розподілу у вигляді степеневі функції. Значення параметрів розподілів а знайдено ранговим методом шляхом побудови кумулятивних функцій. Ця величина є масштабним інваріантом і зменшується зі збільшенням інтенсивності зараження. У таблиці вказані значення стандартних похибок

Результати валідації перколяційної моделі і аналізу зараження лісу на тестовій ділянці площею 53.5 га за даними з космічних апаратів

Рік, δ	S_1 , га	S_2 , га	S_3 , га	$\langle s \rangle$, кв. м	V , кв. м	α	E
2016, $\delta < 3$ м	6.3	46.1	1.1	405.91	328	1.911	0.105
2017, $\delta < 3$ м	7.4	43.5	2.7	1084.03	433	1.598	0.197
2016, $\delta = 10$ м	6.5	43.2	3.8	1575.07	33	1.918	0.187
2017, $\delta = 10$ м	7.9	38.0	7.6	5796.85	140	1.600	0.093
2018, $\delta = 10$ м	12.9	33.8	6.8	6759.56	130	1.671	0.128

Позначення: δ — просторова розрізненність знімка, S_1 — вирубки, S_2 — здоровий ліс, S_3 — всохлий ліс, $\langle s \rangle$ — середній розмір кластера всохлого лісу, V — варіабельність кластерів, α — параметр розподілу кластерів, E — стандартна похибка регресії при ідентифікації розподілу.

апроксимації E лінійної регресії при обчисленні кумулятивних функцій.

На рис. 4 наведено графіки кумулятивних функцій розподілу кластерів заражень по площах (розмірах) для тестової ділянки у 2016 р. Лінійний вигляд функцій у білогарифмічних координатах ідентифікує степеневий розподіл кластерів. Обчислені за космічними знімками значення степеневих показників розподілу α , наведені в таблиці, демонструють інваріантність цих величин по відношенню до просторової розрізненості δ космічної зйомки, що дозволяє використовувати ці величини як масштабно-інваріантні індикатори заражень лісу за зображеннями з КА. На рис. 4 графіки двох кумулятивних функцій, отримані при різних значеннях просторової розрізненості δ , представлені паралельними прямими лінійної регресії у білогарифмічних координатах. Графіки мають однакові кути нахилу α , що ілюструє масштабну інваріантність параметра α як індикатора. Зі збільшенням інтенсивності зараження збільшуються максимальний і середній розміри кластерів (див. таблицю), що призводить до зменшення значень індикатора α . Графік кумулятивної функції лінійної регресії у білогарифмічних координатах стає більш пологим.

ВИСНОВКИ

Застосування перколяційної моделі для інформаційного опису процесів поширення заражень соснового лісу стовбуровими шкідниками обумовлене статистичними властивостями неоднорідного для перенесення шкідників середовища з випадковими властивостями. Зі збільшенням інтенсивності заражень у перколяційній сітці відбувається формування зв'язних об'єктів, які утворюють кластери площ короїдного всихання. Кластери впевнено дешифруються на мультиспектральних високоточних знімках і знімках середньої просторової розрізненості.

Величина середнього розміру площ кластерів всохлого лісу збільшується зі збільшенням інтен-

сивності зараження лісу і є хорошим індикаторною ознакою зараження лісового масиву. З розглянутих методів перколяційної моделі випливає, що при обмежених ресурсах на виконання повної санітарної очистки лісового масиву санітарні рубки дерев слід проводити в найбільшому кластері сітки, який може стати перколяційним. Для цього по картах заражень, отриманих після дешифрування космічних знімків, слід визначити клітинки сітки, які необхідно видалити, щоб порушити зв'язність у кластері і не допустити утворення перколяційного кластера заражень.

Для безпосереднього вимірювання за космічними знімками площ кластерів зараження, з прийнятною для практики точністю, необхідно використовувати високоточну зйомку, бо результат вимірювань кластерів істотно залежить від масштабу зйомки. Це пояснюється відображенням неоднорідної структури кластерів на космічних знімках. Висока оплата за безпосередній прийом високоточних даних з КА є стримувальним фактором застосування сучасних космічних інформаційних технологій для оперативного контролю над поширенням заражень лісу по значеннях площ. В даний час є відкриті і безкоштовні доступи до отримання мультиспектральних космічних знімків середньої просторової розрізненості, що реалізується за допомогою сучасних геоінформаційних веб-сервісів, які дозволяють проводити дистанційне спостереження за лісовими масивами. Використання знімків середньої просторової розрізненості замість високоточних знімків стає можливим за рахунок застосування масштабно-інваріантних індикаторів і перколяційної моделі. Ця обставина буде сприяти підвищенню економічної ефективності контролю лісових масивів з використанням сучасних інформаційних космічних технологій.

Автори статті висловлюють подяку професору В. П. Ткачу за надану можливість взяти участь в обговоренні проблеми всихання соснових лісів на міжнародній науково-практичній конференції.

ЛІТЕРАТУРА

1. Артюшенко М. В., Томченко О. В. *Метод контролю заселення лесов вершинным короедом по данным дистанционного зондирования*. Матеріали міжнар. наук.-практ. конф. «Соснові ліси: сучасний стан, існуючі проблеми та шляхи їх вирішення» (12—13 червня 2019 р. Київ), Київ, 2019. С. 94—96.
2. Бондар В. Н. *Причини та наслідки погіршення санітарного стану лісів і деградації лісових екосистем в Україні*. Матеріали міжнар. наук.-практ. конф. «Соснові ліси: сучасний стан, існуючі проблеми та шляхи їх вирішення» (12—13 червня 2019 р. Київ), Київ, 2019. С. 8—17.
3. Ткач В. П., Мешкова В. Л. *Сучасні проблеми формування та відтворення біологічно стійких соснових лісів України в умовах зміни клімату*. Матеріали міжнар. наук.-практ. конф. «Соснові ліси: сучасний стан, існуючі проблеми та шляхи їх вирішення» (12—13 червня 2019 р. Київ), Київ, 2019. С. 70—78.
4. Artiushenko M. V. Statistical analysis of the unsmooth geophysical fields by remote sensing data. *J. Automation and Inform. Sci.* 2018. **50** (6). P. 14—27.
5. Artiushenko M. V. Identification and Interpretation of Power-Law Distributions by Spectral Data of Remote Sensing. *J. Automation and Inform. Sci.* 2018. **50** (12). P. 17—33.
6. Bak P. *How Nature Works: The Science of Self-Organized Criticality*. New York: Copernicus, 1996. 207 p.
7. Feder J. *Fractals*. New York: Plenum, 1988. 283 p.
8. Newman M. E. J. Power laws, Pareto distributions and Zipf's law. *J. Contemporary Phys.* 2005. **46**. P. 323—351.
9. Richards J. A., Jia X. *Remote Sensing Digital Image Analysis* (4th Ed.). Berlin, Heidelberg: Springer, 2006. 439 p.
10. Stauffer D., Aharony A. *Introduction to Percolation Theory* (2nd Ed.). London: Taylor & Francis, 1994. 192 p.

Стаття надійшла до редакції 03.09.2019

REFERENCES

1. Artiushenko M. V., Tomchenko O. V. (2019). *Control method of Ips acuminatus forest infection based on remote sensing data*. Proceedings of International Scientific and Practical Conference «Pine forests: current status, existing challenges and ways forward» (12—13 June 2019), Kyiv, 94—96 [in Russian, English].
2. Bondar V. N. (2019). *Reasons and consequences of worsening of forests vitality and forest ecosystems*. Proceedings of International Scientific and Practical Conference «Pine forests: current status, existing challenges and ways forward» (12—13 June 2019), Kyiv, 8—17 [in Ukrainian, English].
3. Tkach V. P., Meshkova V. L. (2019). *Modern problems of formation and reproduction of biologically stable pine forests of Ukraine in conditions of climate change*. Proceedings of International Scientific and Practical Conference «Pine forests: current status, existing challenges and ways forward» (12—13 June 2019), Kyiv, 70—78 [in Ukrainian, English].
4. Artiushenko M. V. (2018). Statistical analysis of the unsmooth geophysical fields by remote sensing data. *J. Automation and Inform. Sci.*, **50** (6), 14—27.
5. Artiushenko M. V. (2018). Identification and Interpretation of Power-Law Distributions by Spectral Data of Remote Sensing. *J. Automation and Inform. Sci.*, **50** (12), 17—33.
6. Bak P. (1996). *How Nature Works: The Science of Self-Organized Criticality*. New York: Copernicus.
7. Feder J. (1988). *Fractals*. New York: Plenum.
8. Newman M. E. J. (2005). Power laws, Pareto distributions and Zipf's law. *J. Contemporary Phys.*, **46**, 323—351.
9. Richards J. A., Jia X. (2006). *Remote Sensing Digital Image Analysis*. (4th ed.). Berlin, Heidelberg: Springer. 439 p.
10. Stauffer D., Aharony A. (1994). *Introduction to Percolation Theory* (2nd ed.). London: Taylor & Francis.

Received 03.09.2019

M. V. Artiushenko, doctor of sciences, remote sensing

E-mail: mart47@i.ua

O. V. Tomchenko, PhD, remote sensing

State Institution “Scientific Centre for Aerospace Research of the Earth
of the Institute of Geological Science of the National Academy of Sciences”
55-b O. Honchara Str., Kyiv 54, 01601 Ukraine

PERCOLATION MODEL TO CONTROL THE DISTRIBUTION OF FOREST INFECTIONS ON IMAGES FROM SPACE VEHICLES

For Ukraine and many European countries, it is relevant to protect pine forests from catastrophic drying and the death, the danger, which has emerged in recent years as a result of their infection with stem pests, bark beetles (*Ips acuminatus*, *Ips sexdentatus*). Research results of various levels are used to find the proper solution, including remote sensing from a spacecraft. Traditional methods of control from the space images allow us to describe the intensity of infection in a single way, namely, to estimate the area of infection clusters from remote sensing data with a sufficiently high spatial resolution. The result of measuring the infected areas significantly depends on the shooting scale, because the infection field is not smooth. The high cost of obtaining the high-precision data hinders significantly the application of space information technology to control the spread of infection. In the case of a scale-invariant distribution of infected clusters, statistical methods and methods of percolation theory can give much more information about the nature of the infection.

The list of tasks discussed in this article includes the use of scale-invariant indicators. Such indicators make it possible to determine the intensity of infection from satellite images of medium spatial resolution, which makes a significant contribution to the increase in the economic efficiency of the application of space information technology. The methods of control and analysis of forest infection are considered. They are based on the physical and mathematical theory of percolation, which deals with the distribution of fluid (pests) in heterogeneous environments. The methods of processing and interpretation of space information proposed in the article allow us to draw some important conclusions and, on their basis, to obtain sound recommendations aimed at improving the effectiveness of forest pest control. In conclusion, this approach is illustrated by numerical experiments with real images and validation results of a percolation model of the spread of forest infections.

Keywords: forest infections, percolation theory, infection clusters, satellite imagery, power distributions, scaling indicators of infection.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.04.057>

УДК 621.396.946.2, 004.75

М. Ю. ІЛЬЧЕНКО¹, Голова Вченої ради, д-р техн. наук, проф., акад. НАН України, заслужений діяч науки і техніки, тричі лауреат Державних премій в галузі науки і техніки, член Міжнародної академії наук вищої школи, Міжнародної академії інженерних наук, Почесний член Інституту інженерів електротехніки і електроніки (США)

E-mail: ilch@kpi.ua

Т. М. НАРИТНИК¹, проф. кафедри телекомунікацій, канд. техн. наук, проф., акад. НАН України, лауреат Державних премій УРСР, СРСР, України, Винахідник СРСР, Заслужений робітник промисловості України

E-mail: director@mitris.com

В. І. ПРИСЯЖНИЙ², нач. Нац. центру, канд. техн. наук, старш. наук. співроб., лауреат Державної премії в галузі науки і техніки, член ради з космічних досліджень Президії НАН України

E-mail: ncuvkz@spacecenter.gov.ua

С. В. КАПШТИК², пом. нач. Нац. центру, канд. техн. наук

E-mail: Sergii.kapshtyk@gmail.com

С. А. МАТВІЄНКО³, голов. конструктор, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: matvienko_2005@ukr.net

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

² Національний центр керування і випробувань космічних засобів
вул. Московська 8, Київ, Україна, 01010

³ Науково-виробничий комплекс «Курс», Київ, Україна
вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099

НИЗЬКООРБІТАЛЬНА СУПУТНИКОВА СИСТЕМА ІНТЕРНЕТУ РЕЧЕЙ НА БАЗІ РОЗПОДІЛЕНОГО СУПУТНИКА

Розглянуто питання побудови супутникової низькоорбітальної системи інтернету речей, яка використовує архітектуру «розподіленого супутника». Запропонована супутникова система об'єднує в собі низькоорбітальну супутникову телекомунікаційну систему, що надає послуги широкосмугового доступу до інтернету широкому колу споживачів, та системи інтернету речей, яка призначена для надання послуг користувачам, чуттєвим та нечуттєвим до затримки обробки інформації інтернету речей. Показано принципи побудови орбітального сегменту низькоорбітальної супутникової системи інтернету речей, розкрито особливості застосування в низькоорбітальній супутниковій системі централізованої архітектури «розподіленого супутника» з використанням космічних апаратів класу мікросупутник та кубсат. Запропоновано метод формування зони обслуговування супутникової низькоорбітальної системи із врахуванням захисту гео-стаціонарних систем та багаторазового використання виділеного частотного ресурсу. Визначено шляхи запровадження багатьох протоколів для передачі інформації інтернету речей і формування комбінованих зон обслуговування. Запропоновано рішення щодо реалізації концепції «туманних обчислень» шляхом включення до складу орбітального сегменту низькоорбітальної супутникової системи окремих супутників-обчислювачів, головним завданням яких є формування у складі орбітального сегменту системи власних обчислювальних потужностей. Вивчено можливість об'єднання супутників-об-

Цитування: Ільченко М. Ю., Наритник Т. М., Присяжний В. І., Капштик С. В., Матвієнко С. А. Низькоорбітальна супутникова система інтернету речей на базі розподіленого супутника. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 4 (125). С. 57—85. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.057>

числювачів в єдину обчислювальну мережу і створення таким чином безпосередньо на орбіті розподіленої обчислювальної мережі. Визначено склад бази даних, яка зберігається в орбітальній розподіленій мережі, вивчено напрямки інформаційних потоків, пов'язані із підтримкою та актуалізацією бази даних, запропоновано алгоритм перерозподілу надлишкового обчислювального навантаження.

Ключові слова: супутникова інформаційна система, низькоорбітальна супутникова система, інтернет речей, туманні обчислення, орбітальна обчислювальна мережа, розподілений супутник, мікросупутник, кубсат.

ВСТУП

Останнє десятиріччя у сфері інфокомунікацій ознаменувалося появою нових інформаційних технологій, які базуються на використанні інтернету як транспортної інфраструктури. Одним із стимулів для впровадження нового покоління адресації в системі інтернет, IPv6, стала потреба в додатковому адресному просторі для пристроїв інтернету речей, кількість яких постійно збільшується.

Електронна енциклопедія Вікіпедія дає таке визначення: Інтернет Речей (Internet of Things, IoT) — це концепція обчислювальної мережі фізичних предметів («речей»), оснащених вбудованими технологіями для взаємодії один з одним або із зовнішнім середовищем, яка розглядає організацію таких мереж як явище, здатне перебудувати економічні та суспільні процеси, що виключає з частини дій і операцій необхідність участі людини [2].

IoT стає важливим фактором розвитку ІТ-індустрії і буде серйозно впливати на практично всі сфери діяльності: промисловість і видобуток корисних копалин, транспорт і логістику, охорону здоров'я і медицину, моніторинг навколишнього середовища, включаючи метеорологію, інтелектуальні міста і розумний будинок, навчання, розваги, роздрібну торгівлю тощо. За прогнозами аналітичних компаній до 2025 року загальна кількість пристроїв IoT становитиме понад 64 млрд одиниць (у 2018 р. кількість пристроїв IoT становила за різними оцінками від 7 до 10 млрд і зрівнялась або перевищила кількість мобільних пристроїв: телефонів, смартфонів, планшетів, ноутбуків) [11]. За песимістичними оцінками до 2025 року кількість підключених, або активних, пристроїв IoT становитиме 22 млрд [21]. У 2019 р. світовий обсяг ринку інтернету речей склав близько \$ 1.7 трлн, і до 2025 р. за різними оцінками він зросте до \$ 4...11 трлн [21].

Важливим показником при визначенні вимог до послуг IoT є вплив на якість послуги показника затримки передачі та обробки інформації інтернету речей. За цим показником послуги IoT умовно можна розділити на два класи [24]:

- послуги, що допускають тривалу затримку у передачі та обробці інформації IoT, тобто послуги, якість надання яких не залежить від затримки — DTAs (Delay-Tolerant Applications);
- послуги, якість надання яких критична до величини затримки передачі та обробки інформації IoT — DSAa (Delay-Sensitive Applications).

Показник допустимої, або прийнятної, тривалості затримки передачі та обробки інформації IoT є важливим параметром, який визначає вибір архітектури послуги IoT і технічних засобів для реалізації цієї послуги.

Розвиток IoT є стимулом до зростання попиту на пропускну здатність каналів зв'язку і передачі даних. Пріоритетним засобом підключення пристроїв IoT є радіотехнології наземних мереж передачі даних. Очікуване бурхливе зростання попиту на пропускну здатність стає стимулом до розробки технологій мобільного широкосмугового доступу та зв'язку 5G. Однак застосування наявних і перспективних радіотехнологій для підключення пристроїв IoT обмежене зонами обслуговування мереж наземного мобільного радіозв'язку всіх поколінь (включаючи 2G, 3G, 4G/LTE, 5G) і мереж радіодоступу з обмеженою зоною обслуговування (LPWAN, Wi-Fi, Zigbee, WPAN, Bluetooth) [24]. Зони обслуговування таких радіомереж, як правило, збігаються із районами з достатньою високою щільністю населення.

Ефективним методом побудови телекомунікаційної системи, яка здатна забезпечити глобальне покриття для надання послуг IoT, є створення системи супутникового зв'язку [12]. Для систем супутникового зв'язку, орієнтованих на надання

DSA послуг IoT, особливий інтерес становить використання низької навколоземної орбіти (LEO, Low Earth Orbit) [9, 12, 24]. Серед переваг LEO-орбіти — близькість до поверхні Землі, що забезпечує мінімальну тривалість затримки при передачі сигналу та мінімальну необхідну потужність передавального пристрою супутникової радіолінії [24]. Час двостороннього обміну інформацією (RTT, Round Trip Time) в LEO-системі становить не більше 100 мс, що істотно менше за аналогічний показник для геостационарних систем зв'язку (GEO), для яких значення показника RTT дорівнює 600 мс. Недоліком LEO-систем є мала зона обслуговування кожного супутника і його постійний рух відносно поверхні Землі. Як наслідок, в LEO-системах виникає необхідність відстеження терміналом земної станції зміни положення супутника у ході сеансу зв'язку при використанні спрямованих антен і компенсація впливу ефекту Допплера.

Глобальною тенденцією в розвитку супутникових LEO-систем різного призначення є використання малих і надмалих космічних апаратів: міні-, мікро-, наносупутників і кубсатів як окремого сегменту наносупутників. Класифікація малих і надмалих космічних апаратів проводиться за показником стартової маси космічного апарата (маса космічного апарата на початку строку експлуатації з урахуванням запасу палива). За цим показником малі і надмалі космічні апарати діляться на [6]: мінісупутники, маса яких становить 50...500 кг; мікросупутники (10...50 кг), наносупутники і кубсати (1...10 кг). За оцінками компанії SpaceWorks [6] у 2018 році очікувалося, що кількість запущених супутників цього сегмента складе 262, реально у 2018 р. було запущено 253 супутники класу мікро/наносупутників масою 1...50 кг. У 2020 р. прогнозується запуск 298 супутників. Як очікується, кількість запущених супутників зросте на 15 %. В цілому компанія SpaceWorks прогнозує [6] у найближчі п'ять років запуск 1800...2400 нано- та мікросупутників.

Очікуване зростання попиту на вільну пропускну здатність телекомунікаційних систем, пов'язане із перспективами впровадження систем мобільного зв'язку 5G, і результати двадця-

тирічної орбітальної експлуатації LEO-систем персонального мобільного супутникового зв'язку першого покоління Iridium, Global Star, Orbcomm стимулювали появу супутникових LEO-систем зв'язку нового покоління, призначених для надання послуг ширококосмугового доступу (ШСД) до інтернет, IoT, і послуг хмарного зберігання даних.

Низькоорбітальна супутникова система ШСД OneWeb [17]. Систему призначено для надання кінцевим користувачам послуг ШСД до інтернету зі швидкістю передачі інформації до 50 Мбіт/с і малою затримкою — менше 50 мс. Космічний сегмент системи OneWeb буде складатись із 720 супутників, розміщених у 18 орбітальних площинах, по 32 робочих супутники в кожній. Висота орбіти 1200 км, нахилення 87.9°. Пропускна здатність кожного супутника становить до 7.5 Гбіт/с. Для надання послуги передбачається розгорнути на поверхні Землі до 50 станцій спряження (GW, Gate Way), кожна з яких буде забезпечувати підключення до магістральної наземної мережі інтернету всіх супутників, що перебувають у її зоні видимості. У зв'язку із кризою, спричиненою пандемією COVID-19, компанія OneWeb не змогла своєчасно залучити кошти для продовження розгортання орбітального угруповання. На сьогодні орбітальне угруповання системи OneWeb складається з 68 діючих супутників, які сформували дві орбітальні площини. Для продовження розгортання системи та впровадження глобального сервісу ширококосмугового супутникового доступу утворено міжнародний консорціум, одним із лідерів якого планує стати Уряд Великобританії, внесок якого становитиме 500 млн дол. Формування міжнародного консорціуму вселяє надію на подальше розгортання та експлуатацію системи OneWeb. На рис. 1 показано схему надання послуги ШПД у системі OneWeb.

Супутникова система ШСД StarLink (SpaceX Non-Geo Satellite System). Проект StarLink є найбільш масштабним і складним супутниковим телекомунікаційним проектом [8, 20]. До теперішнього часу у відкритих джерелах не представлено інформацію, яка б дозволила визначити протоколи і особливості передачі даних в системі StarLink. Однак ряд дослідників, спира-

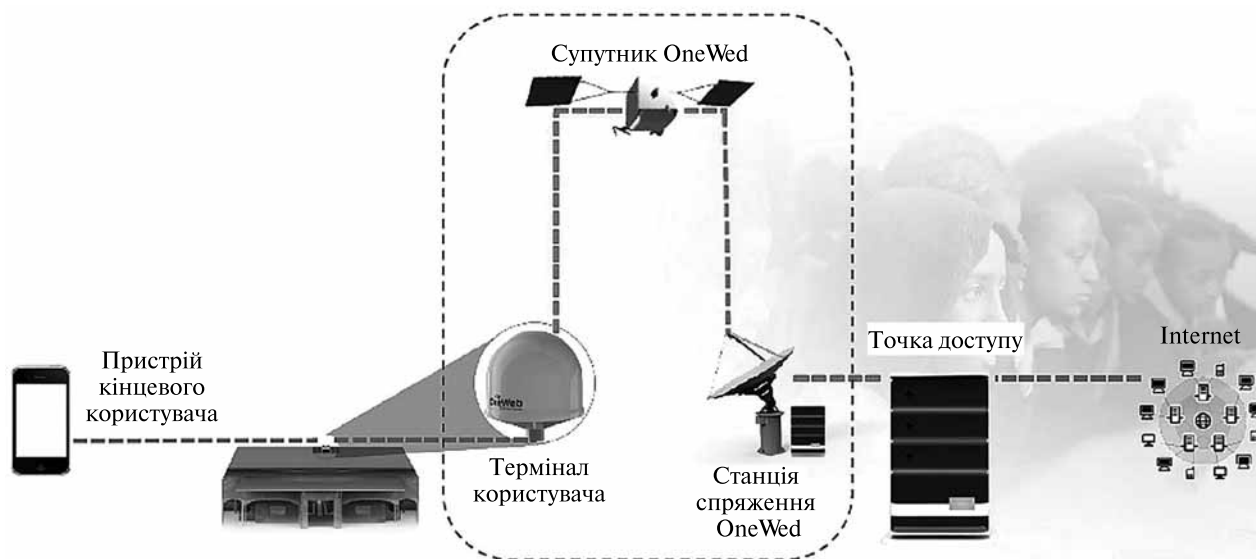


Рис. 1. Структура надання послуг широкопasmового доступу (ШСД) кінцевим користувачам в системі OneWeb

ючись на дані з доступних джерел і презентації компанії SpaceX щодо цього проекту визначили архітектуру побудови та інформаційного обміну системи StarLink.

Система StarLink буде складатися з двох систем: низькоорбітальна система — орбітальне LEO-угруповання StarLink у складі 4425 супутників; і орбітальне угруповання на екстремально низькій орбіті — орбітальне VLEO-угруповання StarLink (7518 супутників). У табл. 1—3 наведено дані по структурі орбітального угруповання LEO, VLEO і про частотному плані системи. Станом на час написання статті загальна чисель-

ність супутників StarLink, виведених на робочі орбіти, перевищує 460 одиниць. Таким чином, система StarLink стала наймасштабнішою системою за показником загальної чисельності діючих супутників.

Кожен супутник системи StarLink оснащено чотирма фазованими антенними решітками, які забезпечують формування променів до терміналів користувачів і до станції спряження GW, і п'ятьма оптичними головками, призначеними для організації оптичних/лазерних ліній зв'язку у відкритому космосі з двома сусідніми супутниками у своїй орбітальній площині, з двома супутниками по одному у двох сусідніх орбітальних площинах, і з одним із супутників (з найближчим супутником) в орбітальній площині, яка перетинається (при русі супутника по висхідній ділянці орбіти зв'язок налаштовується із супутником на низхідній ділянці, і навпаки).

Таблиця 1. Параметри орбітального LEO-угруповання системи StarLink

Кількість орбітальних площин	Кількість супутників в орбітальній площині	Висота орбіти, км	Нахилення орбіти, град
<i>Перший етап, 1600 супутників</i>			
32	50	1 150	53
<i>Другий етап, 2825 супутників</i>			
32	50	1 110	53.8
8	50	1 130	74
5	75	1 275	81
6	75	1 325	70

Таблиця 2. Параметри орбітального VLEO-угруповання системи StarLink

Кількість супутників на орбіті	Висота орбіти, км	Нахилення орбіти, град
2 547	345.6	53
2 478	340.8	48
2 493	335.9	42

На рис. 2 показано нижню поверхню супутника StarLink [7]. Видно місця установки приймальних та передавальних фазованих антенних решіток для організації радіопроменів до терміналів користувачів і до станцій спряження GW, а також стаціонарно-плазмові двигуни корекції і утримання.

Проведений у роботі [8] аналіз показав, що в системі StarLink забезпечується маршрутизація потоків між оптичними/лазерними лініями зв'язку між супутниками і радіопроменями до терміналів користувачів і до станцій спряження GW. Використовувані алгоритми маршрутизації (пошуку маршруту) орієнтовані на мінімізацію показника RTT.

LEO-систему супутникового зв'язку LeoSat призначено для надання послуг високошвидкісної передачі даних [13]. Орбітальне угруповання системи буде складатися з 108 супутників (на першому етапі орбітальне угруповання складатиметься з 84 супутників: 78 робочих і 6 резервних), розміщених на полярній орбіті висотою приблизно 1400 км у шести орбітальних площинах (на першому етапі по 13 робочих супутників в кожній орбітальній площині) [14]. Кожен супутник буде оснащено 10 керованими антенами для формування керованих променів у частотному діапазоні Ка до терміналів користувачів і

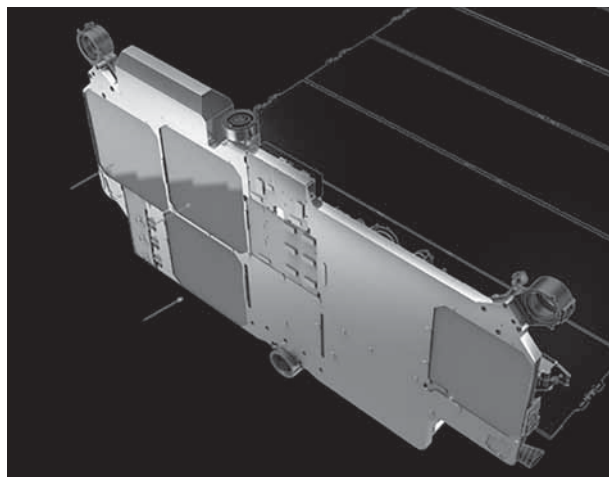


Рис. 2. Нижня поверхня супутника StarLink [7]. Стрілкою вказані місця установки фазованих антенних решіток

передачі інформації зі швидкістю до 50 Мбіт/с і 1.6 Гбіт/с. Особливістю системи LeoSat є космічна магістральна мережа оптичного зв'язку між супутниками. Кожен супутник підтримує зв'язок по оптичній лінії з чотирма сусідніми супутниками. Корисне навантаження супутників LeoSat забезпечує маршрутизацію трафіка між променями одного супутника і між лініями оптичного зв'язку з іншими супутниками. На рис. 3 показано схему надання послуги кінцевим користувачам в системі LeoSat [14].

LEO-система ПСД Telesat (Канада) [23] буде складатися з 117 супутників, розташованих на низькій навіколоземній орбіті LEO висотою приблизно 1000 км. Супутники будуть взаємодіяти з наземною інфраструктурою. Система буде використовувати смугу частот шириною близько 4 ГГц в частотному діапазоні Ка. Орбітальне угруповання системи Telesat буде складатися з 11 орбітальних площин з двома нахиленнями: шість полярних орбітальних площин з висотою орбіти 1000 км і нахиленням 99.9°, в кожній з яких буде розташовано по 12 супутників, і п'ять орбітальних площин з висотою орбіти 1200 км і нахиленням 37.4°, в кожній з яких буде розташовано по дев'ять супутників. Кожен супутник буде формувати зону обслуговування за допомогою 16 променів. Передбачається використання

Таблиця 3. Частотний план системи StarLink

Призначення і напрямок радіолінії	Частоти системи LEO, ГГц	Частоти системи VLEO, ГГц
Лінія вниз Супутник — термінал користувача	10.7...12.7	37.5...42.5
Лінія вниз Супутник — станція спряження	17.8...18.6 18.8...19.3	37.5...42.5
Лінія вгору Термінал користувача — супутник	14.0...14.5	47.2...50.2 50.4...52.4
Лінія вгору Станція спряження — супутник	27.5...29.1 29.5...30.0	47.2...50.2 50.4...52.4
Лінія вниз TT&C	12.15...12.25 18.55...18.60	37.5...37.75
Лінія вгору TT&C	13.85...14.00	47.2...47.45

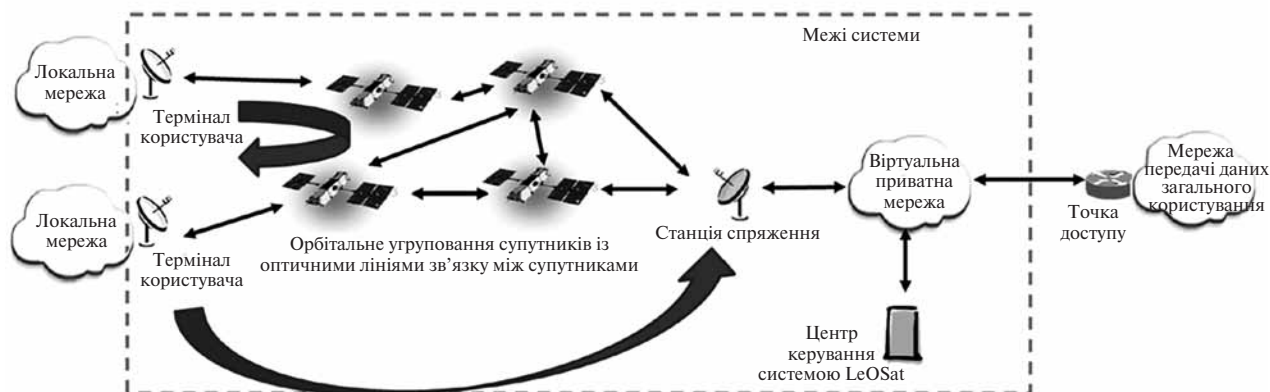


Рис. 3. Схема надання послуги в системі LeoSat [14]

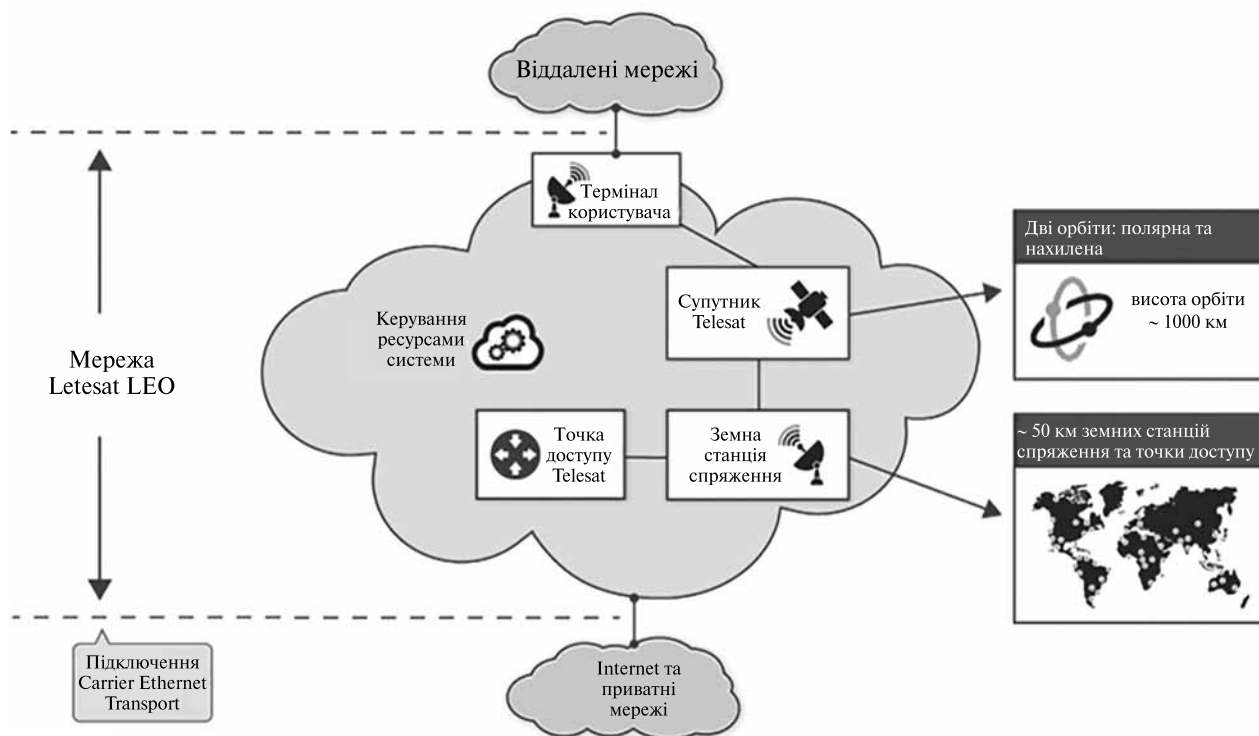


Рис. 4. Схема надання послуг кінцевим користувачам в системі Telesat [23]

оптичного зв'язку між супутниками і реалізація IP-маршрутизації трафіка на борту кожного супутника. На рис. 4 показано схему надання послуг кінцевим споживачам у системі Telesat.

Супутникова LEO-система хмарного зберігання даних SpaceBelt [19]. Орбітальний сегмент системи SpaceBelt буде складатися з восьми кос-

мічних апаратів, розташованих в одній орбітальній площині на низькій навколоземній орбіті висотою приблизно 650...700 км з малим нахиланням, близьким до площини екватора [18]. До складу орбітального угруповання будуть входити три супутники хмарного сховища даних, кожен з яких розрахований на зберігання до 5 Пбайт

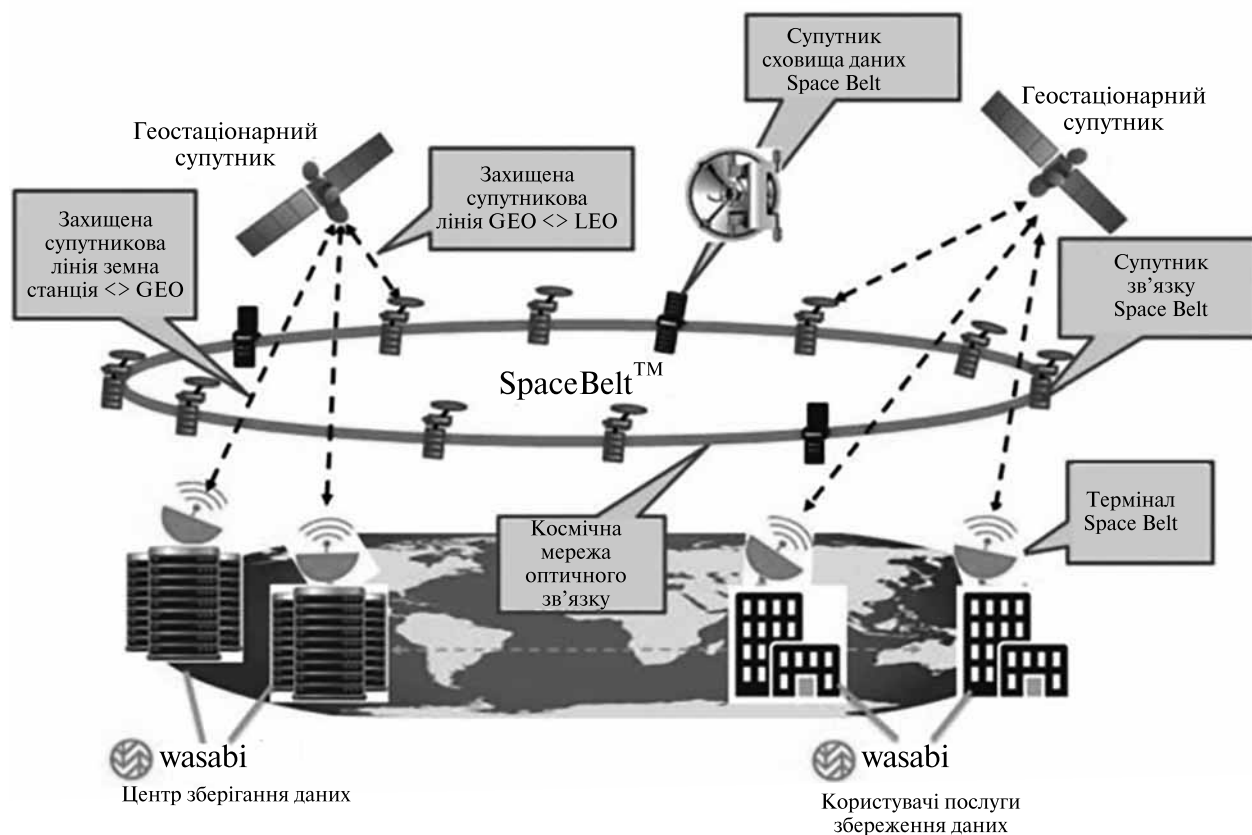


Рис. 5. Схема надання послуг хмарного збереження даних в системі SpaceBalt [19]

даних, і п'ять супутників зв'язку. Для функціонування системи передбачається сформувати космічну кільцеву мережу оптичного зв'язку між супутниками. Супутники зв'язку будуть забезпечувати двосторонній зв'язок мережі оптичного зв'язку із геостационарними супутниками із використанням методів криптографічного захисту. Кінцеві користувачі будуть отримувати доступ до хмарного сховища даних через геостационарний супутник. На рис. 5 показано схему надання послуги хмарного збереження даних в системі SpaceBalt.

Останнім часом з'явилися повідомлення про розробку LEO-систем IoT на базі супутників класу кубсат. Прикладом є проект GIoT (Global Internet of Things). У 2019 р. Європейське космічне агентство, компанія ARTES і група приватних інвесторів виділили грант у розмірі 10 млн євро консорціуму в складі NanoAvionics, KSAT і

Antwerp Space за програмою Європейської комісії Horizon 2020 на здійснення демонстраційного польоту супутникової системи для надання послуги машина-машина (M2M).

11 листопада 2018 р. було запущено два перших кубсати: Proxima I і Proxima II, призначені для надання послуг супутникового IoT з LEO [8]. Супутники належать компанії Fleet Space Technologies Pty Ltd. Компанія Fleet почала надавати послуги IoT на базі технології радіодоступу LoRaWAN з використанням супутникового сегмента для підключення пристроїв користувачів послуги IoT до хмари — центрів обробки і зберігання великих даних. На рис. 6 показано схему надання послуги IoT з використанням супутникового сегмента компанії Fleet Space Technologies [8].

Представлений стислий аналіз супутникових проєктів, пов'язаних з наданням послуг IoT, по-

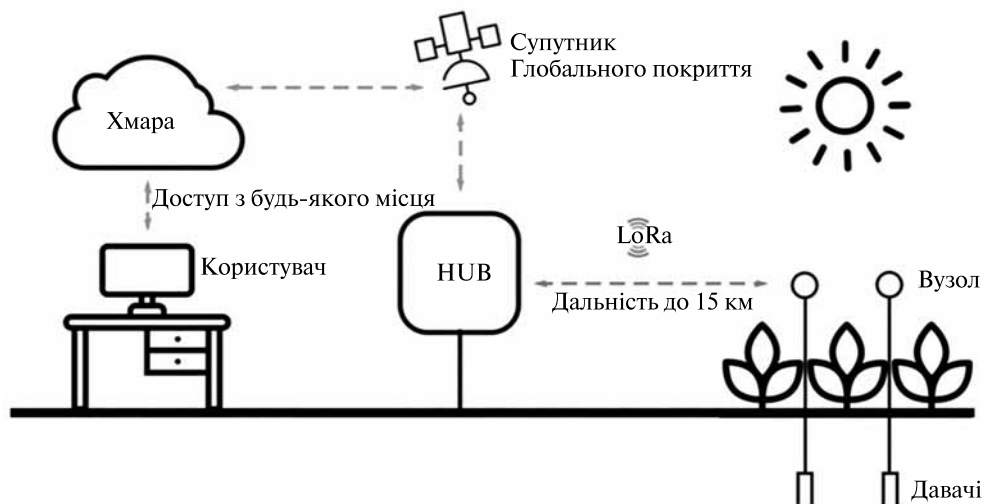


Рис. 6. Схема надання послуги IoT компанії Fleet Space Technologies із використанням супутникового сегменту [18]

казує, що всі ці проекти орієнтовані на передачу трафіка IoT у напрямку від датчиків до хмарних центрів обробки/зберігання даних та у зворотному напрямку, до пристроїв IoT, які реалізують команди керування. Дані системи не враховують особливостей трафіка IoT і не припускають оптимізації використання пропускної здатності супутникового сегмента системи.

1. ТУМАННІ ОБЧИСЛЕННЯ

Методом підвищення ефективності систем IoT є перенесення обчислювальних потужностей ближче до границь мережі і реалізація концепції «туманних обчислень» (Fog Computing, FC) [3–5]. У цьому випадку, на відміну від хмарної архітектури, обробка інформації IoT-пристроїв здійснюється на нижніх і проміжних рівнях ієрархічної структури інформаційної системи (рис. 7). Це дозволяє звільнити систему зв'язку від передачі всього обсягу трафіка від IoT-пристроїв, що перебувають на нижньому ієрархічному рівні системи, до центра хмарних обчислень, який перебуває на верхньому ієрархічному рівні, і у зворотному напрямку. При реалізації концепції FC на вищі ієрархічні рівні передаються лише результати обробки інформації, що скорочує обсяг переданої інформації і підвищує «коштовність» цієї інформації.

Супутникова інформаційна система, яка призначена для надання послуг IoT і підтримує концепцію FC, повинна мати власні обчислювальні потужності, розташовані якомога ближче до границі мережі, і забезпечувати доступ до цих потужностей системам і споживачам послуг IoT [5].

Таким чином, завдання розробки архітектури системи можна визначити так: розробити архітектуру низькоорбітальної супутникової системи зв'язку та ширококутового доступу, адаптованої до вимог послуг IoT, та розмістити у складі орбітального сегменту системи власні обчислювальні потужності із врахуванням особливостей їхнього функціонування, використання найбільш простих архітектурних рішень і врахування конструктивних особливостей і обмежень платформ космічних апаратів форм-фактора кубсат чи наносупутник.

2. СТРУКТУРА СУПУТНИКОВОЇ LEO-СИСТЕМИ IOT

Низькоорбітальна телекомунікаційна супутникова система (далі LEO-система) має ряд переваг порівняно з геостационарними (далі GEO) системами і системами на середній навколоземній орбіті (далі MEO) [9, 15, 24]. Основна перевага — мінімальна величина показника RTT — тривалість двостороннього обміну інформацією



Рис. 7. Порівняння моделі хмарних та туманних обчислень для систем IoT [4]

(Round Trip Time, RTT) [24]. Сумарний час доведення інформації від IoT-пристрою до центру обробки даних (Data Processing Center, DPC) і у зворотному напрямку в LEO-системі не перевищує 100 мс. Даний показник істотно менший за аналогічний показник для GEO-системи, який становить 600 мс.

Вибір класу IoT-послуг, нечутливих до затримки DTA, або чутливих до затримки DSA, впливає на архітектуру орбітального угруповання [9]. Для систем, орієнтованих на надання DSA-послуг IoT, кращою є архітектура з маршрутизацією інформації IoT безпосередньо в орбітальному угрупованні системи — Space Based Routing. Характерною особливістю такої архітектури є використання ліній зв'язку між супутниками — Inter-Satellite Links (ISL).

Для супутникової LEO System IoT було обрано низьку навіколоземну орбіту, LEO. Структура низькоорбітальної супутникової системи IoT (LEO System IoT) враховує особливості надання послуг IoT для всіх груп користувачів і класів послуг: послуги DTA та послуги DSA; а також для стаціонарних (нерухомих) і мобільних пристроїв IoT.

LEO System IoT складається з орбітального і наземного сегментів. На рис. 8 представлено структуру LEO System IoT.

Орбітальний сегмент (ОС) забезпечує вирішення телекомунікаційних задач передачі інформаційних потоків IoT і містить обчислювальні потужності для реалізації концепції FC.

ОС побудований з урахуванням забезпечення зони суцільного покриття/безперервного обслуговування в районах пріоритетного обслуговування, межі яких визначаються мінімальним і максимальним значенням широти, і складається з декількох орбітальних площин. ОС побудований на основі архітектури «розподіленого супутника» (далі РС) і містить мікроугруповання супутників, розташовані в заданих фазових позиціях орбітальних площин.

Наземний сегмент (НС) включає складові частини, призначені для надання послуг IoT, і складові частини, призначені для забезпечення керування функціонуванням системи. LEO System IoT призначено для надання послуг широкому спектру користувачів IoT практично у всіх сегментах послуг: охорона здоров'я та екстрена медична допомога, промисловість і промисловий інтернет речей, транспорт і логістика, видобуток корисних копалин, нафто/газовидобуток і транспортування, інфраструктура міст і комунальне господарство, розумний будинок, агропромисловий комплекс, моніторинг навколишнього середовища, оптова і роздрібна торгівля тощо.

Для забезпечення доступу пристроїв IoT до обчислювальних потужностей використовується абонентський термінал. Абонентський термінал виконує кілька функцій:

- земної станції супутникового зв'язку для організації двосторонньої супутникової радіолінії (uplink / downlink) до супутника зі складу ОС;

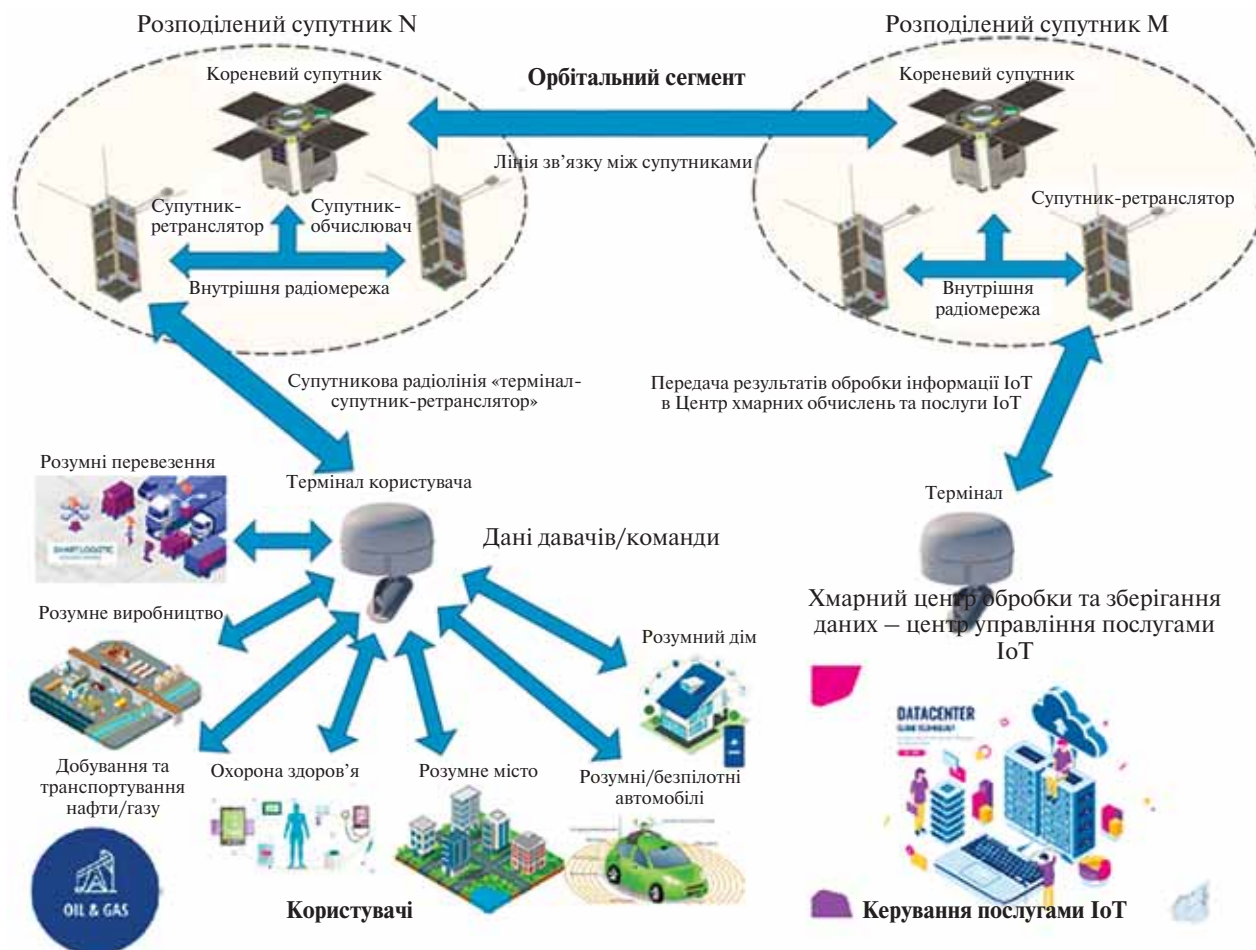


Рис. 8. Структура низькоорбітальної супутникової системи інтернету речей (LEO System IoT)

- базової станції (Base Station) і станції спряження (GW, Gate Way) для наземної мережі радіодоступу для пристроїв IoT;
- маршрутизатора інформаційних потоків від/до пристроїв IoT.

Керування наданням послуг IoT здійснює Центр керування IoT-послугами (див. рис. 8). Центр керування IoT-послугами, як правило, використовує апаратні потужності хмарних центрів обробки даних.

3. АРХІТЕКТУРА ОРБІТАЛЬНОГО УГРУПОВАННЯ LEO SYSTEM IOT

Основними параметрами орбітального угруповання LEO System IoT на круговій орбіті є:

- висота орбіти h ;

- нахилення орбіти i ;
- мінімальна і максимальна широта ($l_{\min}$, $l_{\max}$) зони пріоритетного обслуговування / суцільного покриття;
- мінімальний кут $\beta_{\min}$ місця антен терміналів земних станцій та абонентських терміналів;
- ширина L смуги обслуговування для однієї орбітальної площини.

На основі зазначених параметрів визначаються:

- кількість M космічних апаратів у орбітальній площині і кутове, або фазове, рознесення між ними;
- кількість N орбітальних площин і кутове рознесення між ними по довготі висхідного вузла.

На рис. 9 наведено варіант архітектури орбітального угруповання LEO System IoT, яке скла-

дається з N орбітальних площин, і в кожній орбітальній площині розташовано M РС. При визначенні архітектури орбітального угруповання LEO System IoT кожен РС позначається як один супутник.

Нахилення прогресивної орбіти не може бути меншим за максимальну широту зони пріоритетного обслуговування $l_{\max}$, і вибирається з врахуванням умови (1)

$$i \geq l_{\max}. \quad (1)$$

Кількість M супутників, розташованих в одній орбітальній площині, залежить від висоти h орбіти, мінімального кута місця $\beta_{\min}$ і ширини L смуги обслуговування однієї орбітальної площини, і за умови рівномірного розміщення супутників в орбітальній площині становить

$$M = \left\lceil \frac{360^\circ}{\Delta\varphi} \right\rceil, \quad (2)$$

де $\Delta\varphi$ — центральний кут між сусідніми супутниками в орбітальній площині; $\lceil \cdot \rceil$ — оператор округлення зверху до найближчого цілого числа.

З огляду на особливість запропонованої в роботі [16] конфігурації LEO System IoT для забезпечення сумісності з GEO-системами центральний кут між супутниками в орбітальній площині (див. рис. 10) визначається з виразу

$$\psi = \arccos\left(\frac{\cos\theta_{\max}}{\cos(L \cdot 180^\circ / (\pi R_e))}\right), \quad (3)$$

$$\theta_{\max} = \arccos\left(\frac{R_e}{R_e + h} \cos\beta_{\min}\right), \quad (4)$$

де $R_e = 6378$ км — радіус Землі, $\theta_{\max}$ — центральний кут, який визначається зоною обслуговування супутника (тут РС) для мінімального кута місця антени терміналу користувача $\beta_{\min}$.

Кількість орбітальних площин пов'язана з мінімальною різницею довготи висхідного вузла $\Delta\lambda$, обчисленого з урахуванням мінімальної широти зони суцільного покриття $l_{\min}$:

$$N = \left\lceil \frac{360^\circ}{\Delta\lambda} \right\rceil. \quad (5)$$

У спрощеному вигляді різницю довгот висхідного вузла $\Delta\lambda$ для сусідніх орбітальних площин можна визначити з виразу

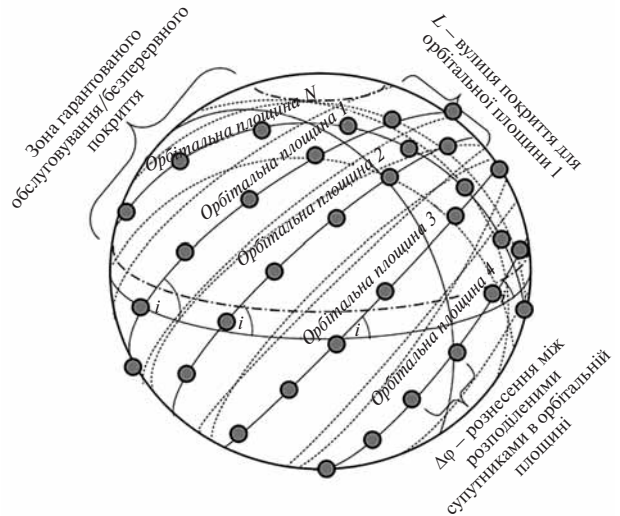


Рис. 9. Структура орбітального угруповання LEO телекомунікаційної супутникової системи

$$\Delta\lambda = \frac{L \cdot 180^\circ}{\pi R_e \cos l_{\min} \sin\left(\arccos \frac{\cos i}{\cos l_{\min}}\right)}. \quad (6)$$

Наведені спрощені аналітичні вирази (1)–(6) дозволяють оцінити конфігурацію архітектури орбітального угруповання LEO System IoT з урахуванням заданої зони суцільного покриття і обмеження мінімального кута місця терміналу споживача IoT.

4. АРХІТЕКТУРА «РОЗПОДІЛЕНОГО СУПУТНИКА»

В основі концепції архітектури «розподіленого супутника» (РС-архітектура) покладено розподіл корисного навантаження одного супутника між декількома супутниками меншого класу (за показником маси космічного апарата) і формування на орбіті польотної структури, яка визначає взаємне розташування супутників для спільного виконання функціонального завдання. Супутники в складі РС здійснюють груповий політ у безпосередній близькості один від одного і створюють мікроугруповання. Функції та функціональні завдання корисного навантаження розподілені між корисними навантаженнями супутників зі складу РС. РС-архітектура дозволяє використовувати для створення LEO-систем

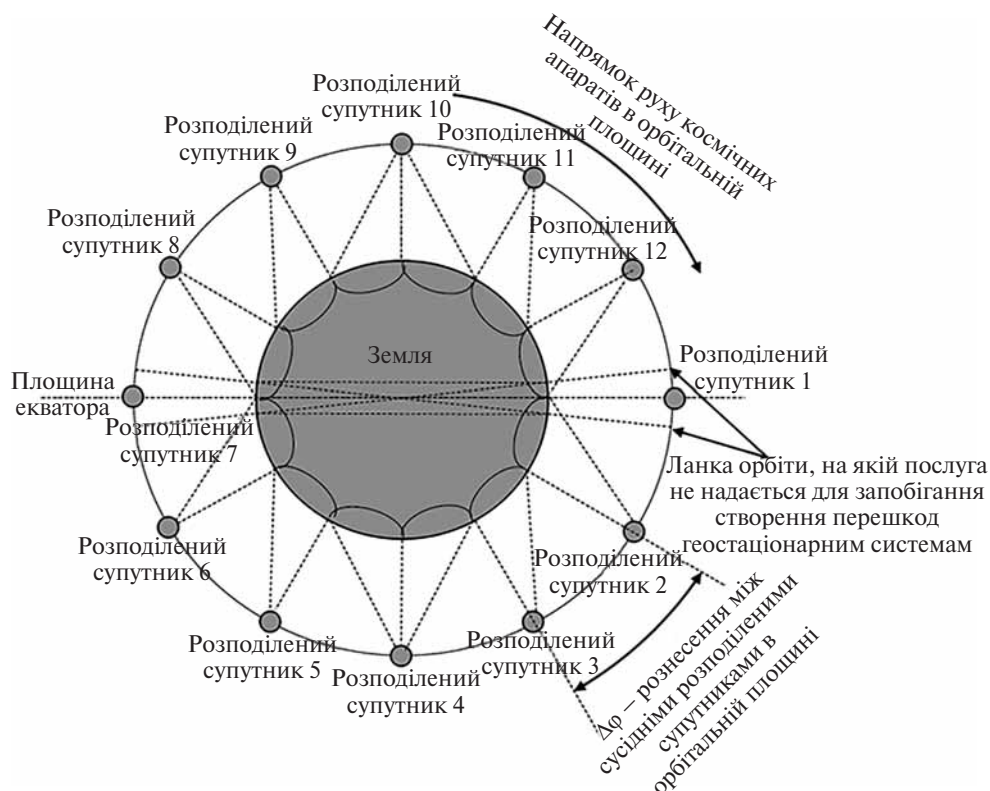


Рис. 10. Розподілення супутників в орбітальній площині із врахуванням забезпечення електромагнітної сумісності із геостационарними системами

зв'язку супутники класу мікросупутник (масою від 10 до 100 кг) і наносупутник або кубсат (масою від 1 до 10 кг).

Можливі два варіанти РС-архітектури: централізована або ієрархічна архітектура, і децентралізована архітектура. У централізованій РС-архітектурі один супутник є кореневим. Як правило, це супутник більшого класу (за показником маси). Він виконує функції керування польотом мікрогрупування і функціонуванням всіх прикінцевих супутників, як правило меншого класу. У децентралізованій РС-архітектурі функції керування польотом і функціонуванням мікрогрупування розподілені між супутниками, як правило, одного класу, і реалізуються на основі алгоритмів керування розподіленими структурами, що самоорганізуються. На рис. 11 показано централізовану РС-архітектуру [16].

Особливістю РС-архітектури є можливість використання наносупутників або кубсатів для

вирішення складних багатофункціональних завдань. Обмежені масово-габаритні і енергетичні можливості кубсатів протирічають вимогам до інформаційної продуктивності і довготривалості орбітальної експлуатації супутникових систем. Підвищити ефективність кубсатів можна відмовившись в режимі штатної експлуатації від використання частини обладнання, необхідного для вимірювання параметрів орбіти та керування орбітальним польотом. Відмова від використання означає відключення частини обладнання при штатній експлуатації в складі РС.

Розподіл корисного навантаження в «розподіленому супутнику». РС-архітектура дозволяє розподілити функціональні завдання корисного навантаження телекомунікаційного супутника більшого класу між декількома супутниками меншого розміру. На рис. 12 показано розподіл корисного навантаження в РС.

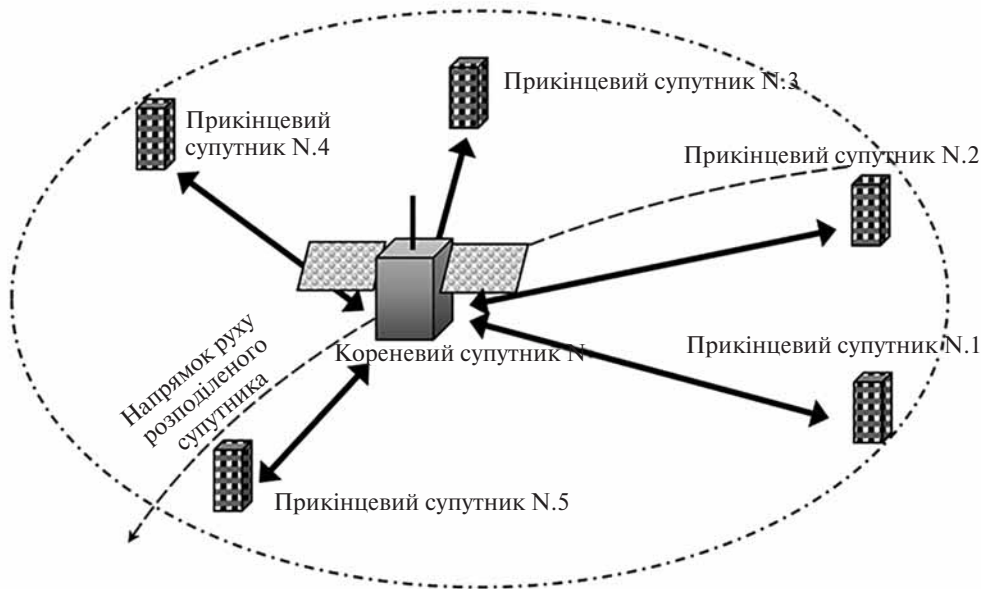


Рис. 11. Централізована РС-архітектура [16]

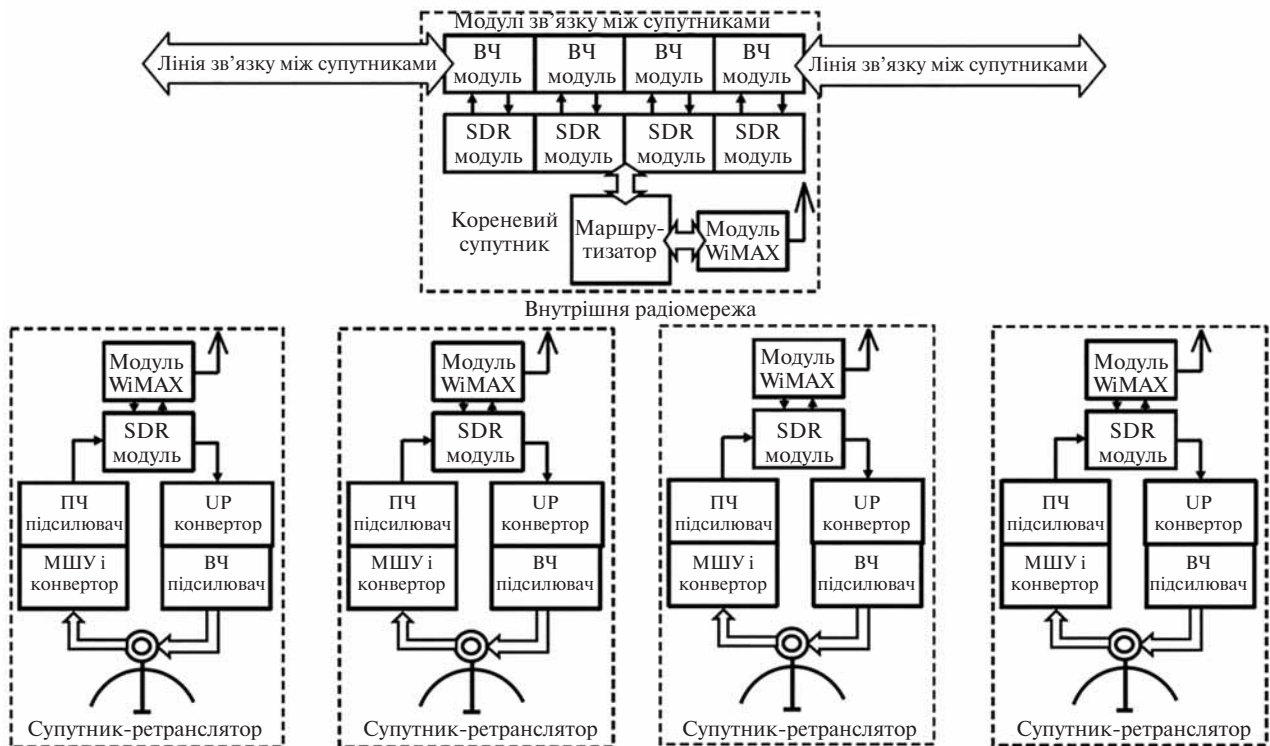


Рис. 12. Розподіл корисного навантаження між космічними апаратами в складі РС

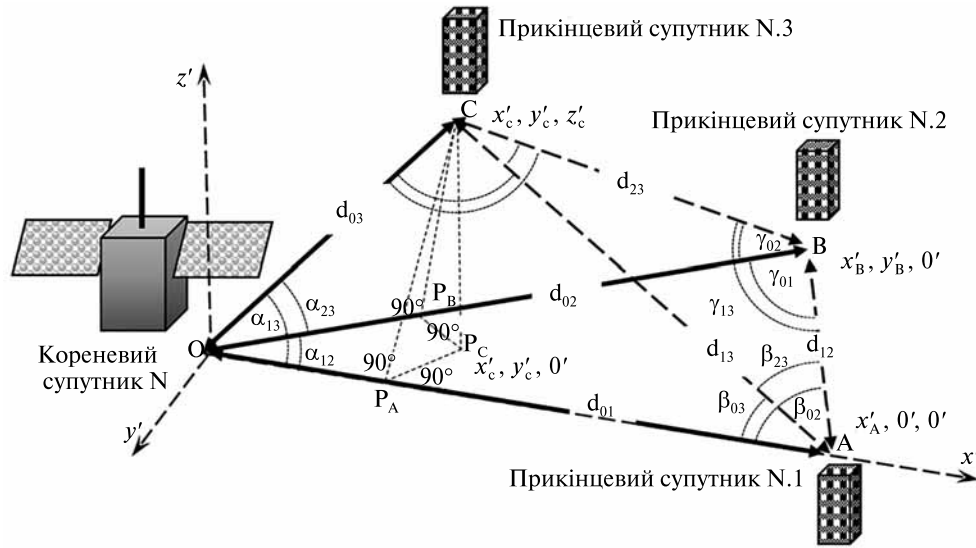


Рис. 13. Визначення координат прикінцевих супутників в супутниковій системі координат кореневого супутника

Кореневий супутник виконує функції керування функціонуванням і груповим польотом РС як власне кореневого супутника, так і усіх прикінцевих супутників, а також формування і маршрутизацію інформаційних потоків у межах РС і з його зовнішніми абонентами: земними станціями спряження GW і терміналами користувачів, і з іншими РС супутникової системи.

Внутрішня радіомережа. Вимірювання взаємного положення і руху прикінцевих супутників відносно кореневого супутника. Взаємодія між кореневим і прикінцевими супутниками у складі РС забезпечується за допомогою внутрішньої радіомережі. Внутрішня радіомережа функціонує на основі одного з стандартів наземної радіомережі ШСД з урахуванням її адаптації до особливостей функціонування в космічній системі. За базовий можна обрати стандарт 3GPP, який використовується в різних варіантах для мереж 4G, 5G.

Вибір стандарту обґрунтований наявністю у складі стеку протоколів власних засобів підтримки синхронізації і вимірювань дальності між базовою станцією, функції якої в супутниковій системі виконує кореневий супутник, і терміналом користувача, функції якого виконує прикінцевий супутник. Таким чином, на додаток до інформаційного обміну між кореневим і при-

кінцевими супутниками внутрішня радіомережа РС забезпечує проведення вимірювань взаємного положення супутників. На основі результатів вимірювань похиленої дальності визначаються: координати прикінцевих супутників у супутниковій системі координат кореневого супутника, розраховується взаємне положення і вектор відносної швидкості прикінцевого і кореневого супутників (див. рис. 13).

Формування зони обслуговування «розподіленого супутника». Прикінцеві супутники забезпечують формування вузьких радіопроменів для обслуговування земних станцій: терміналів користувачів і станцій спряження GW (див. рис. 14). Зона обслуговування кожного РС формується як сукупність зон обслуговування супутників-ретрансляторів (СР).

На рис. 14 показано два сусідніх РС (PCN і PCN+1), які рухаються послідовно один за іншим в одній орбітальній площині. Кілька космічних апаратів, які розташовані послідовно один за іншим в одній орбітальній площині на низькій навколосезній орбіті, формують смугу обслуговування орбітальної площини (Street). Ширина смуги обслуговування однієї орбітальної площини визначається центральним кутом з вершиною O в центрі Землі, який відповідає

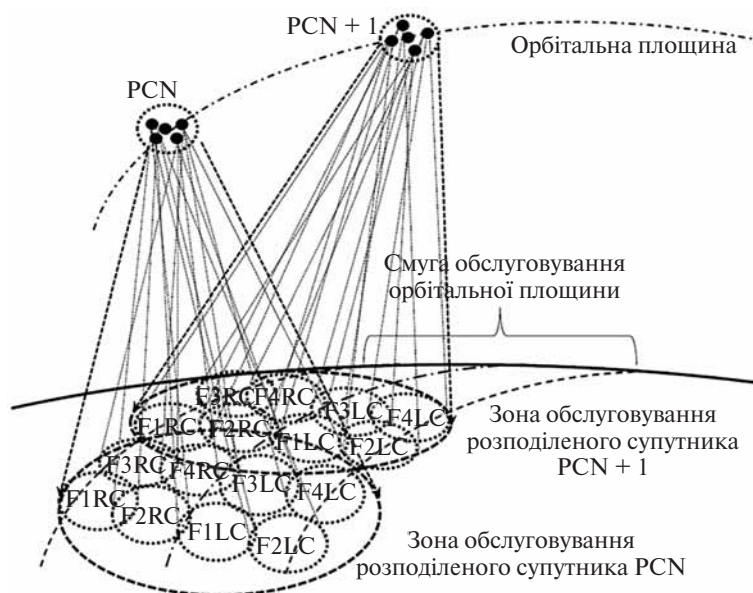


Рис. 14. Формування смуги обслуговування (вулиці) однієї орбітальної площини в LEO System IoT з PC-архітектурою

Таблиця 4. Розмір зони обслуговування одного РС с чотирма СР

Кут місця антени	Розмір зони обслуговування $l_1 \times l_2$, км		
	$h = 850$ км	$h = 900$ км	$h = 950$ км
40°	1179 × 1669.7	1232.1 × 1745.5	1286.9 × 1823.4
50°	855.2 × 1211.1	899.4 × 1273.5	941.4 × 1331.4
60°	600 × 850.5	631.5 × 892.8	660.3 × 935.1

ширині перетину зон обслуговування двох космічних апаратів, що рухаються послідовно один за іншим в одній орбітальній площині. Ширина перетину зон обслуговування визначається перпендикулярно до орбітальної площини, або перпендикулярно до напрямку руху космічних апаратів. Зону обслуговування кожного РС обрану як половину кола, яке визначається висотою орбіти і мінімальним значенням кута місця антени земної станції — терміналу користувача. У півколо вписано прямокутник, який і визначає зону обслуговування РС. Прямокутну зону обслуговування сформовано за допомогою восьми променів круглої і еліптичної форми. У табл. 4 наведено результати розрахунку розмірів зони обслуговування одного РС з чотирма СР для різних значень висоти кругової орбіти і мінімаль-

ного кута місця антени земної станції — терміналу користувача.

Зони обслуговування одного РС формується за допомогою восьми променів від чотирьох СР. Кожен СР формує два промені. Використовується схема дворазового використання чотирьох частот у поєднанні з двома ортогональними поляризаціями. Кожен СР формує два промені, які не перетинаються, шириною приблизно 16.5° кожен (по рівню половинної потужності). Як показано на рис. 15, а, СР N1 у складі PC-N формує промінь F1RC на частоті F1 з правосторонньою круговою поляризацією, і промінь F1LC на частоті F1 з лівосторонньою круговою поляризацією. СР N2 аналогічно формує два промені на частоті F2: промінь F2RC з правосторонньою круговою поляризацією, і промінь F2LC з лівосторонньою

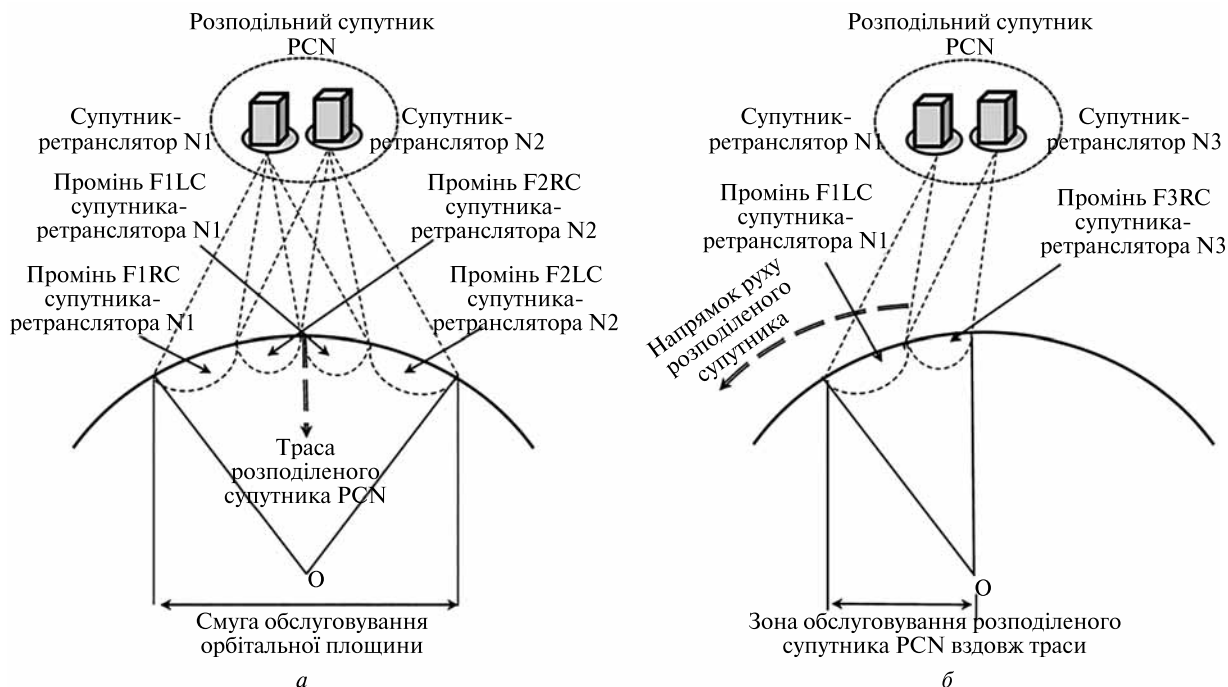


Рис. 15. Формування зони обслуговування РС за допомогою променів СР: а — переріз упоперек напрямку руху, б — переріз вздовж напрямку руху

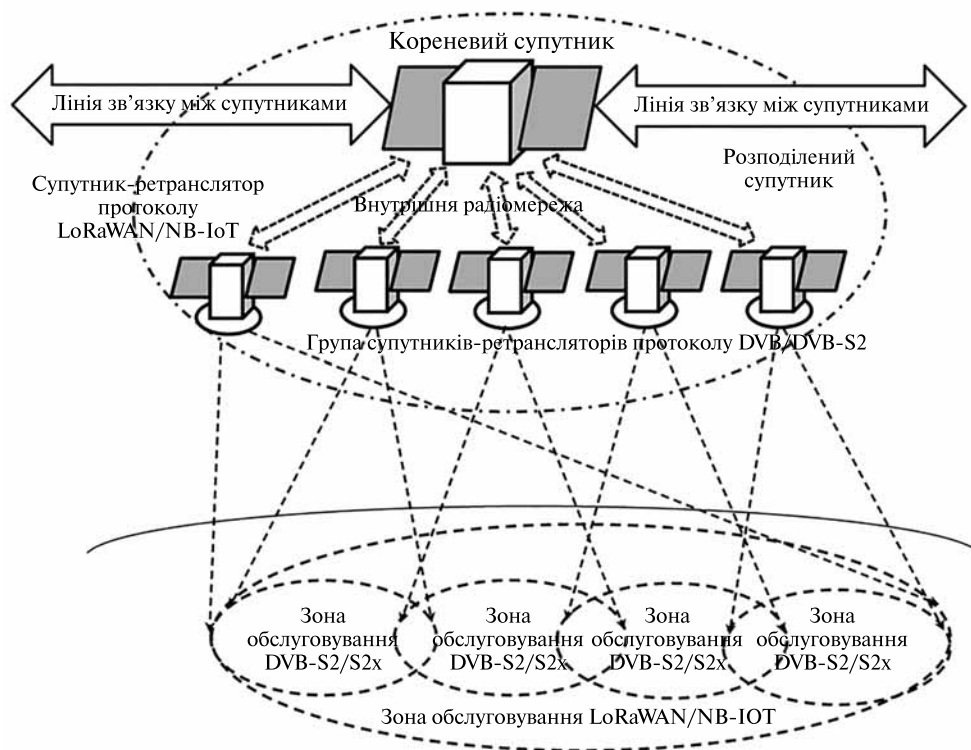


Рис. 16. Формування комбінованої зони обслуговування РС

поляризацією. Промені CP N1 і N2 орієнтовані таким чином, що зони обслуговування їхніх променів на поверхні Землі розташовані в шаховому порядку. Між двома променями, що використовують одну частоту, наприклад F1, розташовано промінь з частотою F2. Аналогічна побудова застосовується для CP N3 і N4, які відповідно використовують частоти F3 і F4 (див. рис. 14). На рис. 15, б показано розташування променів CP N1 і N3 в напрямку руху РС. Зона обслуговування променя F1RC CP N1 на частоті F1 розміщується поруч із зоною обслуговування променя F3RC CP N3 на частоті F3. Використання чотирьох частот у поєднанні з двома ортогональними поляризаціями дозволяє мінімізувати рівень взаємних перешкод між променями.

Останнім часом активно обговорюється питання використання в системах IoT протоколів передачі інформації, розрахованих на передачу на великі відстані інформації безпосередньо від IoT-пристроїв. До цих протоколів належать, наприклад, LoRaWAN, NB-IoT. PC-архітектура є гнучкою і дозволяє впроваджувати нові або додаткові стандарти і протоколи передачі інформації шляхом доповнення складу РС додатковим CP, які реалізують додатковий протокол/стандарт передачі інформації. На рис. 16 показано приклад доповнення РС, що використовує

протокол DVB-S2, додатковим CP, який реалізує протокол LoRaWAN або NB-IoT. Для цього до складу РС додатково додано окремий CP, який реалізує протокол LoRaWAN або NB-IoT в окремому діапазоні частот.

В результаті доповнення РС окремим CP формується комбінована зона обслуговування (див. рис. 16). Комбінована зона обслуговування об'єднує відносно вузькі зони обслуговування CP, які не перетинаються і використовують протокол DVB-S2, і широку зону обслуговування CP, що реалізує протокол LoRaWAN або NB-IoT. З огляду на використання іншого частотного діапазону для надання послуг IoT з використанням протоколу LoRaWAN або NB-IoT ця широка зона обслуговування покриває більш вузькі зони обслуговування з протоколом DVB-S2.

5. ОРБІТАЛЬНА РОЗПОДІЛЕНА ОБЧИСЛЮВАЛЬНА МЕРЕЖА

Для реалізації концепції FC LEO System IoT повинна мати в складі свого орбітального угруповання власні обчислювальні потужності і надавати ці потужності споживачам послуг IoT [3, 5].

Застосована PC-архітектура дозволяє розмістити на безпосередньо на LEO-орбіті власні обчислювальні потужності LEO System IoT. До складу кожного РС включається окремий при-

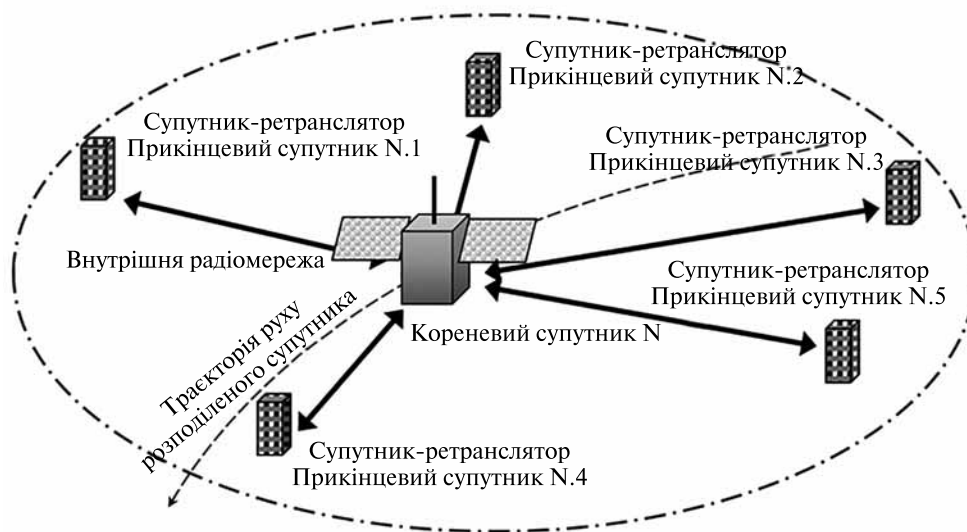


Рис. 17. Розташування обчислювальної потужності супутника-обчислювача в розподіленому супутнику

кінцевий супутник — супутник-обчислювач (СВ) (див. прикінцевий супутник N.5 на рис. 17). Аналогічно прикінцевим СР, СВ побудовано на платформі кубсат. Корисним навантаженням такого супутника є обчислювальний модуль (ВМ). ВМ оснащено власним процесором і пам'яттю (пристрій довготермінового збереження інформації — ДЗУ, та пристрій оперативного збереження інформації — ОЗУ).

Продуктивність ядра ВМ (обчислювальна потужність) визначається на основі компромісу між такими показниками:

- масово-габаритні, енергетичні і теплові характеристики платформи кубсата щодо розміщення та забезпечення функціонування корисного навантаження;
- кількість пристроїв IoT і характеристики IoT-трафіка в зоні обслуговування РС;
- складність алгоритмів обробки інформації IoT, обсяг програмного забезпечення, обмеження щодо припустимого часу обробки інформації IoT.

ВМ реалізується на основі COTS-технологій і відповідного програмного забезпечення.

Залежно від прогнозованого обчислювального навантаження до складу РС можуть бути включені більше одного СВ, наприклад: два, три. У складі кожної орбітальної площини можуть бути передбачені один або кілька РС з декількома СВ. Наявність ISL між РС у своїй орбітальній площині і до РС у сусідніх орбітальних площинах дозволяє використовувати обчислювальні потужності РС з декількома СВ для забезпечення DTA та DSA послуг IoT.

СВ формують однорангову орбітальну розподілену обчислювальну мережу (ОРВС), структуру якої приведено на рис. 18. IoT-пристрої, що перебувають у зоні обслуговування РС, використовують обчислювальну потужність СВ зі складу РС. Зв'язок з IoT-пристроями забезпечують СР. Маршрутизатор кореневого супутника (КС) забезпечує маршрутизацію інформації у внутрішній радіомережі РС, і між абонентами внутрішньої радіомережі РС та іншими РС із використанням ISL. СВ є абонентом внутрішньої радіомережі і через маршрутизатор КС підключений до однорангової ОРВС.

Магістральна мережа зв'язку і передачі даних використовується для забезпечення виконання наступних функцій:

- розподіл надлишкового обчислювального навантаження між СВ у випадку виникнення пікових навантажень в окремих районах зони надання послуг LEO System IoT;
- актуалізація і підтримка бази даних IoT з урахуванням руху РС відносно поверхні Землі;
- забезпечення інформаційного обміну між пристроями IoT, які перебувають в зоні обслуговування різних РС та у смугах обслуговування різних орбітальних площин;
- забезпечення працездатності ОРВС у випадку відмови або несправності одного або декількох СВ.

Відповідно до обраної архітектури орбітального угруповання LEO System IoT [1] кожен РС забезпечує зв'язок з чотирма сусідніми РС: двома у своїй орбітальній площині і по одному найближчому — у двох сусідніх орбітальних площинах. На рис. 19 представлено граф зв'язності ОРВС LEO System IoT. Граф зв'язності має прямокутну ґратчасту форму: кількість стовпців відповідає кількості орбітальних площин N , кількість рядків — кількості РС в кожній орбітальній площині M .

Зв'язність однорангової ОРВС має важливе значення для вибору маршруту передачі інформації IoT та при необхідності перерозподілу обчислювального навантаження. Зв'язність ОРВС описується модифікованою матрицею зв'язності. Модифікована матриця зв'язності — прямокутна матриця розмірності $M \times N$. Кожен елемент матриці визначає кількість ретрансляцій для доставки інформації від даного РС. Для самого РС значення відповідного елемента матриці дорівнює 0. Наприклад, для РС3.3 (рис. 19) модифікована матриця зв'язності H має вигляд:

$$H_{3,3} = \begin{bmatrix} 4 & 3 & 2 & 3 & 4 & 5 & \dots & 5 \\ 3 & 2 & 3 & 2 & 3 & 4 & \dots & 4 \\ 2 & 1 & 0 & 1 & 2 & 3 & \dots & 3 \\ 3 & 2 & 1 & 2 & 3 & 4 & \dots & 4 \\ 4 & 3 & 2 & 3 & 4 & 5 & \dots & 5 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 5 & 4 & 3 & 4 & 5 & 6 & \dots & 6 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

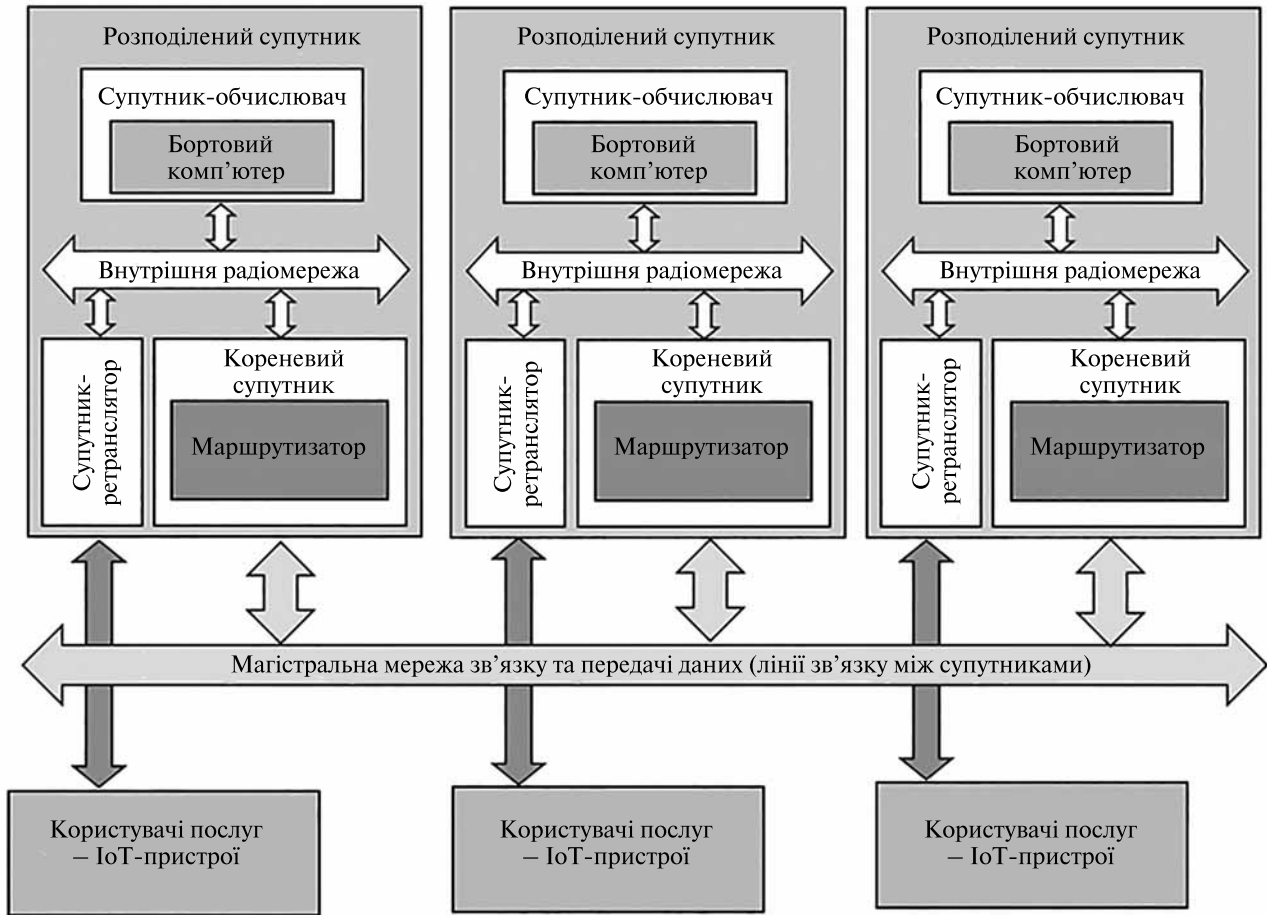


Рис. 18. Однорангова орбітальна розподілена обчислювальна мережа

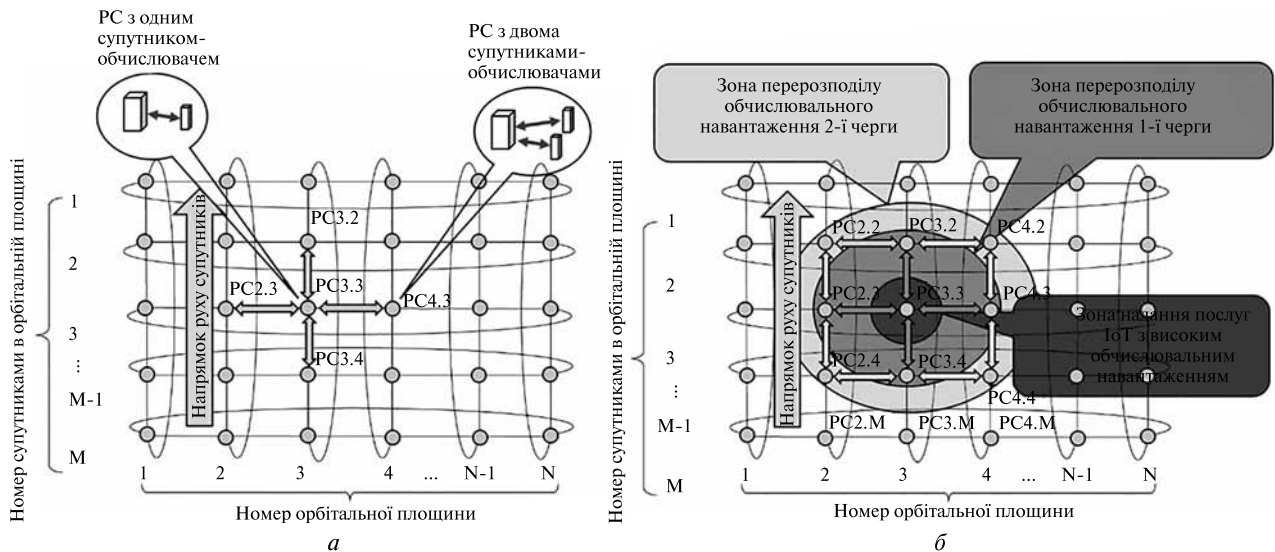


Рис. 19. Граф зв'язності однорангової орбітальної обчислювальної мережі (а) та перерозподіл надлишкового обчислювального навантаження (б)

Значення кожного елемента $h_{m,n}$ можна обчислити як суму:

$$h_{m,n} = \Delta_m + \Delta_n, \quad (8)$$

де Δm і Δn — відповідно різниця номерів РС в орбітальній площині і різниця номерів орбітальних площин. З урахуванням графа зв'язності, наведеного на рис. 19, значення Δm дорівнюють:

$$\Delta_m = |m_i - m_0| \text{ для } \Delta_m \leq N/2,$$

$$\Delta_m = |M + m_i - m_0| \text{ для } \Delta_m > N/2, m_0 > m_i, \quad (9)$$

$$\Delta_m = |M + m_0 - m_i| \text{ для } \Delta_m > N/2, m_i > m_0.$$

Значення Δn обчислюється аналогічно.

Орбітальна локалізована база даних. Інформація, що зберігається в ДЗУ ВМ СВ, формує базу даних (БД). В БД міститься така інформація:

- дані про IoT-пристрої (MAC- і IP-адреси, тип і метод адресації, тип пристрою, координати, константи, коефіцієнти);
- програмне забезпечення для обробки інформації IoT (універсальне і спеціалізоване для кожного типу IoT-пристроїв і виду послуги IoT);
- результати обробки інформації IoT-пристроїв в реальному масштабі часу.

Сукупність БД окремих СВ формує розподілену базу даних (РБД) LEO System IoT. БД розділена на дві частини: консервативну і оперативну. Консервативна частина містить інформацію з тривалим терміном зберігання, актуальність якої зберігається протягом інтервалу часу, що перевищує один орбітальний період. Оперативна частина містить поточні результати обробки інформації IoT в режимі реального часу. Оперативна частина БД локалізована для кожного району і є локалізованою БД (ЛБД). Сукупність ЛБД всіх СВ зі складу LEO System IoT формують розподілену локалізовану базу даних (РЛБД).

З огляду на постійний рух супутників відносно поверхні Землі для забезпечення неперервності надання послуги LEO System IoT повинна забезпечити передачу результатів попередніх операцій обробки інформації пристроїв IoT від СВ зі складу РС, що «виходить» із зони радіовидимості, до СВ зі складу РС, що «приходить», тобто підтримувати ЛБД для кожного району в актуальному стані. Алгоритм маршрутизації трафіка РЛБД забезпечує передачу та обмін ре-

зультатами поточної обробки інформації IoT-пристроїв по лініях зв'язку між РС у прив'язці до району розміщення IoT-пристроїв. На рис. 20 показано схему передачі інформації в одній орбітальній площині. Як видно, напрямок циркуляції інформації РЛБД протилежний напрямку руху супутників у орбітальній площині.

Алгоритм маршрутизації трафіка РЛБД повинен враховувати вплив обертання Землі, яке проявляється в тому, що пристрої IoT, які перебувають на межі смуг обслуговування двох сусідніх орбітальних площин, поступово переходять зі смуги обслуговування однієї орбітальної площини у смугу обслуговування іншої орбітальної площини [16]. Це може призвести до втрати неперервності обслуговування IoT-пристроїв.

Для виключення переривання обслуговування IoT-пристроїв ОРВС повинна забезпечувати маршрутизацію частини трафіка оперативної частини РЛБД у сусідні орбітальні площини в напрямку обертання Землі. Граф маршрутизації трафіка РЛБД в орбітальних площинах і між ними показано на рис. 19, б.

Розподіл надлишкової обчислювальної навантаження. Однорангова ОРВС дозволяє на основі ознаки пріоритетності інформації IoT перерозподіляти надлишкове обчислювальне навантаження у випадку виникнення пікових навантажень на окремі СВ, і здійснювати реконфігурацію ОРВС при відмові окремих СВ. Прийнятний час обробки інформації IoT для кожного виду послуги IoT є однією з ознак, що визначають пріоритетність інформації IoT. Маршрут передачі інформації IoT обирається з урахуванням мінімізації затримки, яка залежить від конфігурації орбітального угруповання LEO System IoT.

Пікова продуктивність ВМ $\pi_{m,n}$, який входить до складу СВ РС(m,n), є чинником, що обмежує обчислювальні можливості одного СВ і ОРВС в цілому. Пікова продуктивність $\pi_{m,n}$ — це максимальна кількість елементарних обчислювальних операцій, які можуть бути виконані ВМ без помилок в реальному масштабі часу за умови, що час очікування обробки запиту IoT-пристрою не перевищує встановлене обмеження $t_{IoT-Lim}$. Пікова, або максимальна продуктивність ВМ

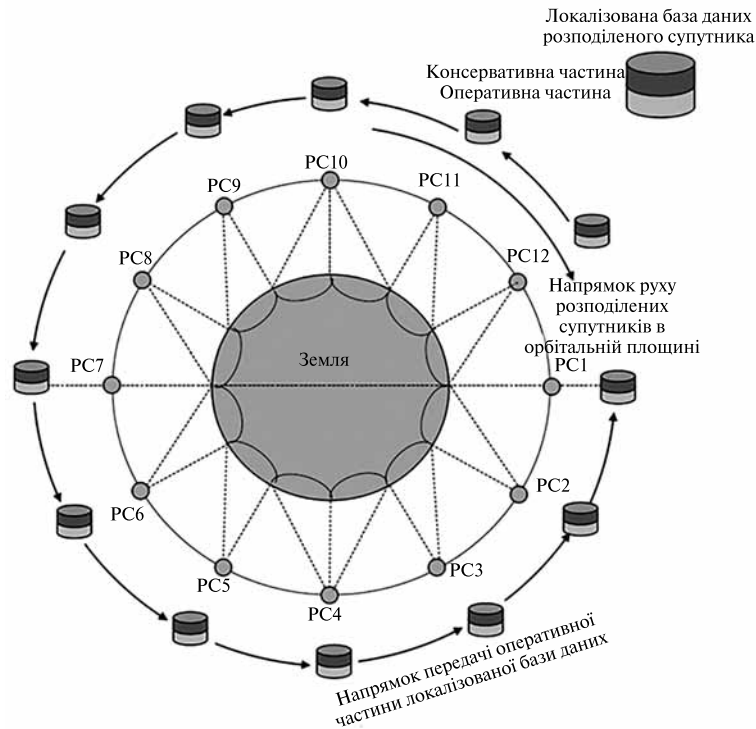


Рис. 20. Розподілена база даних однієї орбітальної площини низькоорбітальної системи IoT

СВ $\pi_{m,n}$ визначається з урахуванням параметрів його процесора, включаючи розмір КЕШ пам'яті 1-го, 2-го і 3-го рівня, ОЗУ і ДЗУ. У випадку, коли обчислювальне навантаження $L_{m,n}$ для РС(m,n) наближається або перевищує його пікову продуктивність $\pi_{m,n}$, ОРВС приймає рішення про перерозподіл надмірного обчислювального навантаження і про передачу частини обчислювального навантаження до СВ зі складу сусідніх РС.

Перерозподіл надлишкового обчислювального навантаження здійснюється із використанням критерію пріоритетності обслуговування інформації IoT-пристроїв. Пріоритетність обслуговування визначається допустимим часом обробки запиту IoT-пристрою $t_{IoT-Lim}$ і отримання інформації, що керує виконавчими IoT-пристроями з урахуванням затримки на передачу в каналі супутникової лінії «Земля — космос» і «космос — Земля», а також інших затримок на двосторонню передачу між РС.

На рис. 21 представлено алгоритм перерозподілу надлишкового обчислювального навантаження в ОРВС. У випадку, коли обчислювальне навантаження $L_{m,n}$ перевищує пікову продуктивність $\pi_{m,n}$ СВ, аналізується пріоритет інформації, що надійшла. Якщо інформація IoT-пристрою має пріоритет 0 — інформація передається на обробку до ВМ РС(m, n) (свого СВ). Якщо інформація має пріоритет 1 — інформація спрямовується для передачі і подальшої обробки до СВ зі складу РС, для якого значення елемента $h_{m,n}$ модифікованої матриці зв'язності H для РС(m, n) становить $h_{m,n} = 1$. Якщо інформація має пріоритет 2 — інформація спрямовується для передачі і подальшої обробки до СВ зі складу РС, для якого значення елемента $h_{m,n}$ модифікованої матриці зв'язності H для РС(m,n) становить $h_{m,n} = 2$.

З урахуванням модифікованої матриці зв'язності H , форма якої визначається виразом (7), для кожного РС визначаються зони розподілу обчислювального навантаження (див. рис.19, б):

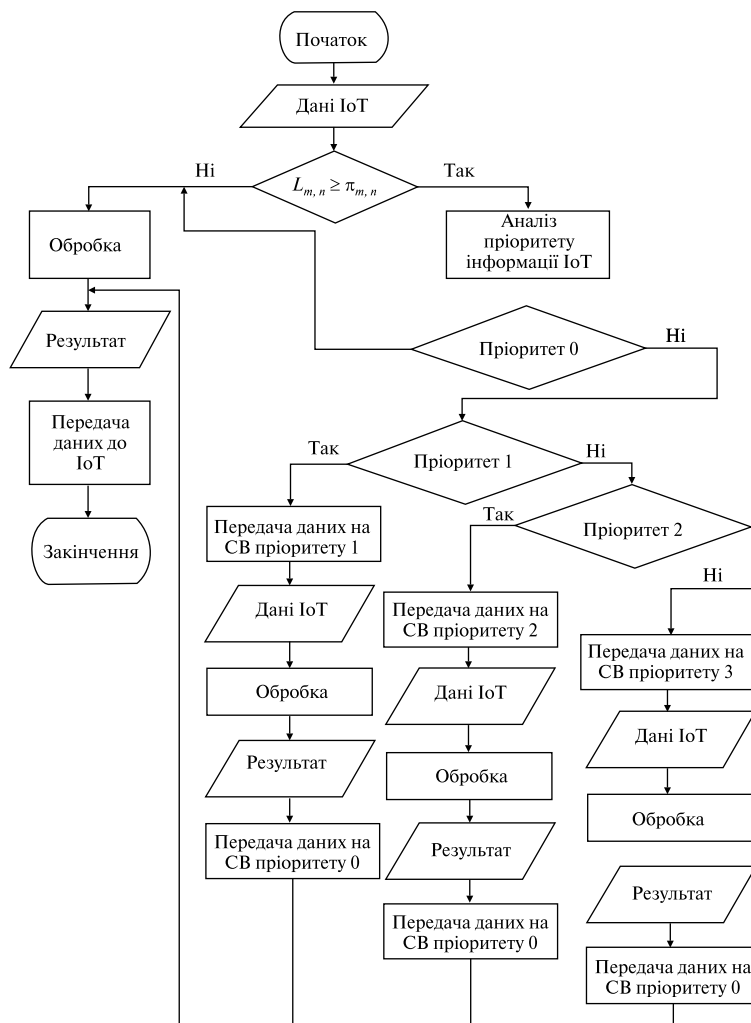


Рис. 21. Алгоритм перерозподілу надлишкового обчислювального навантаження в орбітальній розподіленій обчислювальній мережі

зона розподілу обчислювального навантаження IoT 1-ї черги, зона розподілу обчислювального навантаження IoT 2-ї черги і т. ін.

Величина затримки передачі і обробки інформації IoT-пристрою залежить від структури тракту передачі інформації. В LEO System IoT інформація IoT, що передається по лінії «Земля — космос» (від IoT-пристрою до СВ) і у зворотному напрямку передаються по складеному тракту (див. рис. 22). До складу тракту входять: мережа радіодоступу між IoT-пристроєм і VSAT-терміналом, супутникова радіолінія (радіолінія «Земля — космос» або «космос — Зем-

ля») між VSAT-терміналом і СР, внутрішня радіомережа РС.

Програмне забезпечення послуги IoT знаходиться на прикладному рівні TCP/IP у складі IoT-пристрою: джерела інформації — давачка, або приводу — виконавчого органу; і у складі СВ. Інформація IoT-пристрою передається по внутрішніх інтерфейсах через нижчі рівні стеку протоколів TCP/IP: транспортний, мережевий, каналний, — до фізичного рівня для передачі через радіоінтерфейс. Процедура інкапсуляції IoT-посилки визначається стандартом наземної мережі радіодоступу.

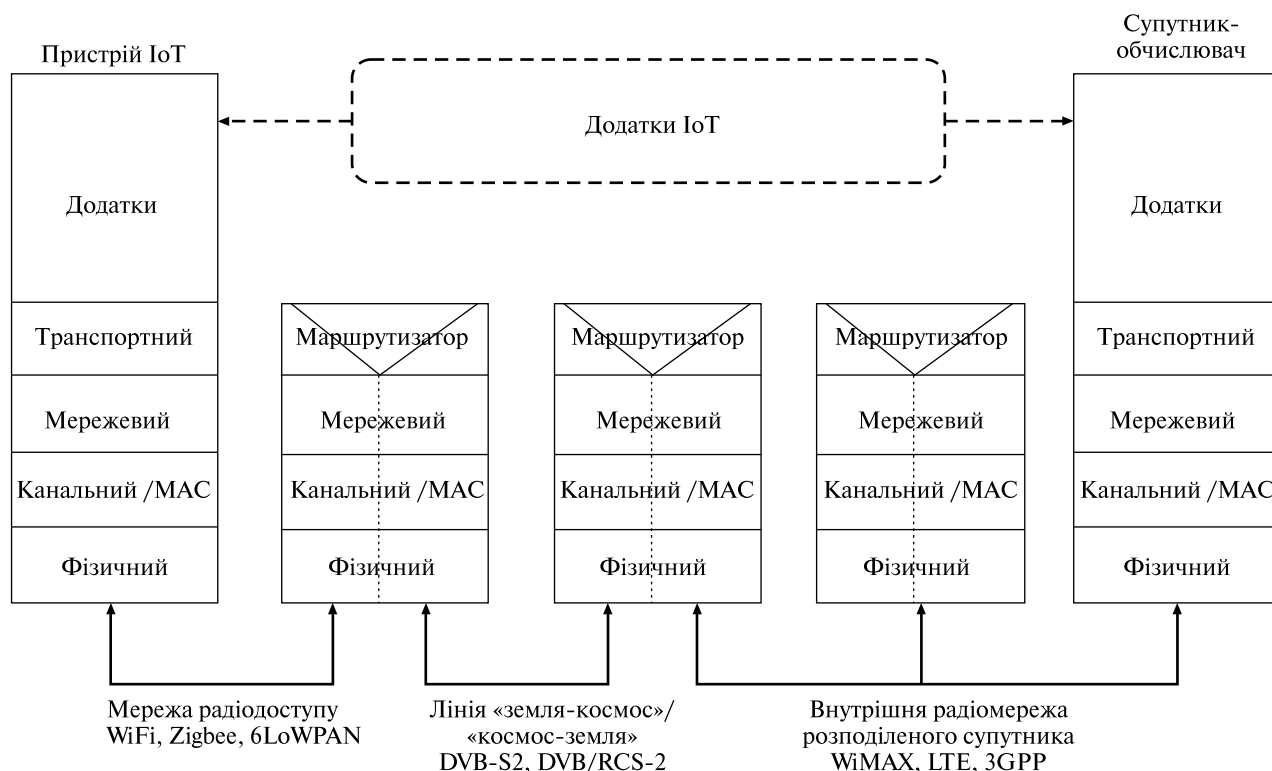


Рис. 22. Тракт передачі інформації IoT на ланці IoT-пристрій — СВ

Наземну мережу можна побудувати на основі одного із стандартів, орієнтованих на низьке енергоспоживання термінальними пристроями: WiFi, Zigbee, 6LoWPAN, LoRaWAN тощо. Центральну станцію наземної мережі радіодоступу об'єднано з VSAT-терміналом, де здійснюється маршрутизація інформації IoT і формування/обробка транспортного потоку супутникової лінії «Земля — космос» і «космос — Земля». У випадку використання високошвидкісних супутникових радіоліній передбачається використання стандарту DVB/RCS-2.

СР приймає транспортний потік від супутникової лінії «Земля — космос» і спрямовує інформацію IoT до внутрішньої радіомережі РС. По внутрішній радіомережі інформація IoT надходить на маршрутизатор КС і далі до СВ, де провадиться обробка інформації і виконуються необхідні обчислення згідно з алгоритмом функціонування системи IoT. Результат обробки передається до IoT-пристрою у зворотному напрямку.

Очікувана затримка. Час формування відгуку в LEO System IoT з урахуванням часу обробки інформації в СВ становить

$$T_{IoT} = t_{S-C} + t_{comp} + t_{C-R}, \quad (10)$$

де t_{S-C} — затримка передачі інформації IoT до СВ, t_{comp} — час обробки інформації IoT в СВ, t_{C-R} — затримка передачі команди (результату обробки посилання) до виконавчого IoT-пристрою.

Затримка передачі інформації IoT до СВ становить

$$t_{S-C} = t_{IoT1} + t_{WiFi} + t_{VSATup} + t_{up} + t_{ST1} + t_{SN1} + t_{CS} + t_{SN2}, \quad (11)$$

де t_{IoT1} — час формування інформації в IoT-пристрої, t_{WiFi} — затримка на передачу у наземній мережі радіодоступу, t_{VSATup} — затримка на маршрутизацію інформації і перетворення форматів у VSAT-терміналі, t_{up} — затримка на передачу по супутниковій радіолінії «Земля — космос», t_{ST1} — затримка на обробку висхідного потоку і перетворення формату інформації в СР, t_{SN1} — затримка на передачу інформації по вну-

Таблиця 5. Межі змін затримки на поширення у супутниковій радіолінії у тракці передачі посилення/команди IoT-пристроїв

Висота орбіти, км	Мінімальна затримка, мс	Максимальна затримка, мс		
		$\beta_{\min} = 40^\circ$	$\beta_{\min} = 50^\circ$	$\beta_{\min} = 60^\circ$
500	1.67	2.47	2.13	1.9
800	2.67	3.86	3.35	3.03
1100	3.67	5.2	4.56	4.13

трішній радіомережі, t_{CS} — затримка на маршрутизацію інформації в КС, t_{SN2} — затримка на передачу інформації по внутрішній радіомережі до СВ. Затримка передачі відгуку на опрацьовану інформацію, або команди від СВ до виконавчого IoT-пристрою t_{C-R} має аналогічні складові. Відмінність полягає в заміні параметра t_{up} параметром t_{down} — затримка на передачу в супутниковій радіолінії «космос — Земля». У табл. 5 наведено межі зміни затримки на поширення в супутниковій радіолінії в тракці передачі посилки / команди IoT-пристрою. З огляду на обмежені розміри наземної мережі радіодоступу, внутрішньої радіомережі розподіленого супутника, а також нормування затримки в обладнанні формування / обробки, перетворення форматів і маршрутизації інформації при його розробці та виготовленні, ряд складових сумарної затримки при передачі посилки / команди IoT-пристрою можна вважати мінімальними, що не мають істотного впливу на величину затримки. До них належать складові t_{IoT1} ; t_{WiFi} ; t_{VSATup} ; t_{ST1} ; t_{SN1} ; t_{CS} ; t_{SN2} . Складовими, які вносять найбільшу невизначеність, є t_{up} / t_{down} .

6. КЕРУВАННЯ ОРБІТАЛЬНИМ СЕГМЕНТОМ. НАЗЕМНИЙ КОМПЛЕКС КЕРУВАННЯ

Керування функціонуванням орбітального сегмента LEO System IoT здійснюється наземним комплексом керування (НKK). На рис. 23 приведено структуру НKK-системи. НKK має елементи, традиційні для керування космічними системами:

- центр керування польотом (ЦКП),
- командно-вимірювальні і телеметричні станції (Станція А, Станція В),

- мережа передачі даних.

Обрана архітектура ОС системи вносить ряд особливостей в завдання і порядок функціонування НKK. Керування ОС системи в цілому і кожним космічним апаратом зі складу ОС окремо умовно поділене на три етапи:

- етап первинного розгортання орбітального угруповання, або виведення окремого космічного апарата для відновлення чи нарощування можливостей орбітального угруповання;
- етап штатної експлуатації орбітального угруповання і космічних апаратів, що входять до його складу;
- виведення космічного апарата з експлуатації наприкінці строку його експлуатації, або у випадку критичної невідновлювальної відмови, і його вхід в щільні шари атмосфери для припинення існування.

На етапі виведення космічного апарата при первинному розгортанні ОС або при його нарощуванні, модернізації шляхом заміни окремих космічних апаратів або відновлення функціонування після відмови одного з космічних апаратів, ЦКП за допомогою наземної командно-вимірювальної і телеметричної станції — Станції В (рис. 23) забезпечує керування польотом космічного апарата до його включення до складу РС. Взаємодія ЦКП і Станції В здійснюється по наземній мережі передачі даних. Станція В взаємодіє з окремим космічним апаратом (КА на етапі виведення, на рис. 23) по радіоканалу передачі командної інформації (КІ) і прийому телеметричної інформації (ТМІ) / вимірювання похиленої дальності. Керування здійснюється до формування польотної конфігурації РС і передачі керування космічним апаратом до РС.

На етапі штатної експлуатації керування всіма космічними апаратами зі складу орбітального угруповання провадиться за допомогою єдиного потоку командної інформації орбітальним угрупованням КІ ОС. Телеметрична інформація від усіх функціонуючих космічних апаратів зі складу орбітального угруповання передається в НKK в єдиному потоці передачі телеметричної інформації ТМІ ОС. Передачу потоку КІ ОС і прийом потоку ТМІ ОС забезпечує Станція А. Передача / прийом потоків КІ ОС і ТМІ ОС здійснюється

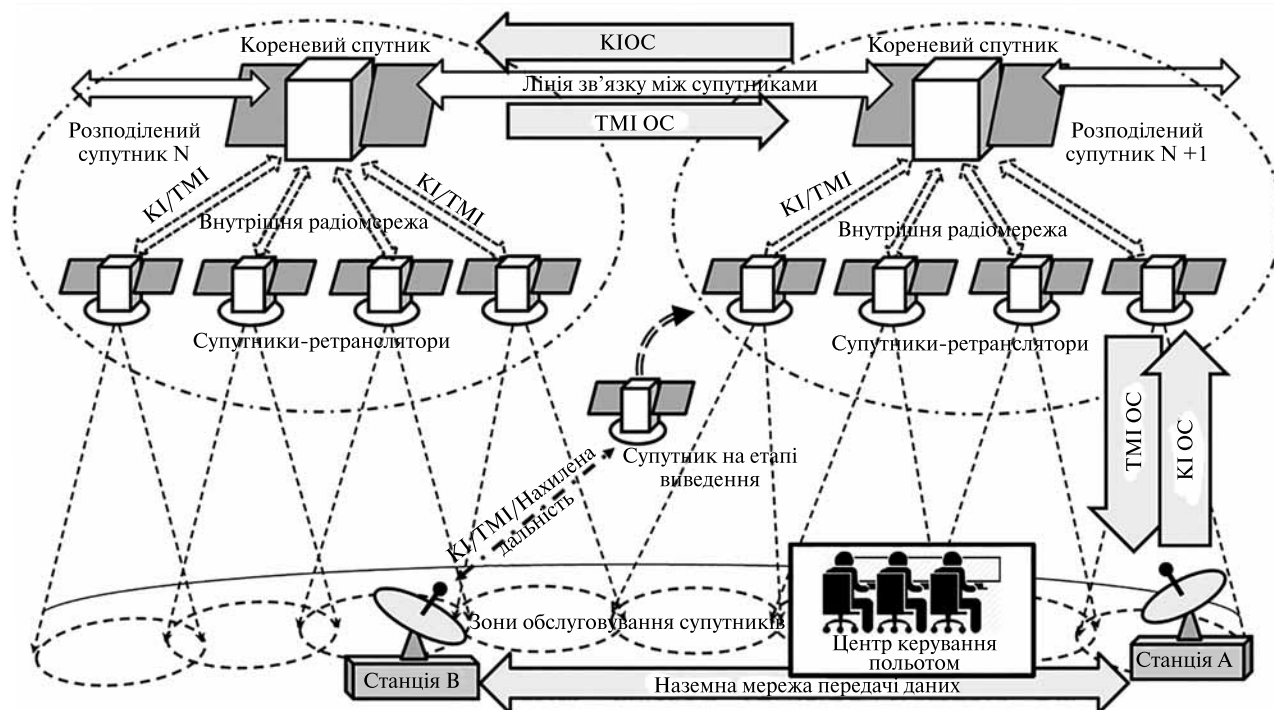


Рис. 23. Структура НКС супутникової системи інтернету речей

в діапазоні робочих частот LEO System IoT для передачі інформації IoT-пристроїв. Передачу / прийом потоків забезпечує РС, в зоні обслуговування якого перебуває станція А, через відповідний СР. Потік КІ ОС, який СР приймає від Станції А, передається до маршрутизатора КС РС_{N+1} і розподіляється для передачі: сусіднім РС через ISL (на рис. 23 — до РС_N) і до прикінцевих супутників РС_{N+1}. У зворотному напрямку передається ТМІ. Потік ТМІ надходить до маршрутизатора КС від сусідніх РС через ISL. По внутрішній радіомережі РС надходить ТМІ-інформація від прикінцевих супутників. КС формує груповий потік ТМІ і передає його до СР, в зоні обслуговування якого перебуває станція А зі складу НКС.

Для проведення вимірювань параметрів орбіти РС НКС на сеансовій основі використовує Станцію В. Станція В проводить сеанси вимірювань похилої дальності для визначення параметрів руху КС зі складу РС. Параметри руху прикінцевих супутників зі складу РС визначаються за допомогою вимірювань відносного по-

ложення та руху прикінцевих супутників відносно КС, які здійснює внутрішня радіомережа РС.

На етапі виведення космічного апарата з експлуатації та його керованого входу у щільні шари атмосфери для припинення існування застосовується Станція В. Рішення про виведення з експлуатації космічного апарата приймає ЦКП на основі аналізу ТМІ інформації у випадку виникнення критичної відмови або, наприклад, при зниженні запасу палива бортової рушійної установки (робочого тіла) до критичного значення. При отриманні команди на припинення експлуатації космічний апарат переходить на керування по командно-телеметричній ВЧ-радіолінії зі Станції В, виконує маневр виходу зі складу польотної структури РС і переходить на траєкторію зниження і входження в атмосферу для подальшого припинення існування.

ВИСНОВКИ

1. Запропоновано концепцію архітектури низькоорбітальної супутникової системи інтернету речей, орієнтованої на широке коло споживачів

послуг інтернету речей, як толерантних до величини затримки обробки інформації інтернету речей, так і чутливих до величини затримки.

2. Низькоорбітальну супутникову систему інтернету речей побудовано з використанням стандартизованих інформаційних технологій супутникового зв'язку та інтернету речей. Вона реалізує механізми, спрямовані на виконання вимог міжнародних регуляторних документів у галузі регулювання використання радіочастот, доступу до орбіт, космічного сміття тощо.

3. Низькоорбітальну супутникову систему інтернету речей побудовано на основі централізованої архітектури «розподіленого супутника» з використанням мікросупутників і кубсатів. Застосування у проекті системи мікросупутників і кубсатів зумовлене досвідом національних підприємств: конструкторських бюро, промислових підприємств і вищих навчальних закладів у виготовленні і орбітальній експлуатації космічних апаратів такого класу.

4. Для реалізації концепції «туманних обчислень» до складу орбітального сегмента системи включено орбітальну розподілену обчислюваль-

ну мережу, яка дозволяє істотно скоротити час обробки інформації інтернету речей і підвищити оперативність, надійність і гнучкість послуг, що надаються.

5. Застосування архітектури «розподіленого супутника» дозволяє реалізувати мультипротокольну та мультисервісну систему інтернету речей і гнучко впроваджувати нові протоколи і послуги по мірі їхньої появи і стандартизації.

6. У проекті низькоорбітальної супутникової системи інтернету речей передбачається широке застосування комерційних інформаційних технологій і обладнання, що серійно випускається комерційними постачальниками, для зниження вартості розробки і розгортання як космічного сегмента, так і наземного сегмента системи, включно із термінальним обладнанням користувачів і обладнанням наземних радіомереж доступу.

7. Запропоновані технічні рішення дозволяють надавати кінцевим споживачам не тільки послуги інтернету речей, але і послуги ширококосмугового супутникового доступу до мережі інтернет.

ЛІТЕРАТУРА

1. Ильченко М. Е., Нарытник Т. Н., Рассомакин Б. М., Присяжний В. И., Капштык С. В. Создание архитектуры «распределенного спутника» для низкоорбитальных информационно-телекоммуникационных систем на основе группировки микро- и наноспутников. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2018. № 2 (146). С. 33—43.
2. Интернет вещей. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Интернет_вещей (дата звернення 10.10.2019).
3. Проферансов Д. Ю., Сафонова И. Е. К вопросу о туманных вычислениях и интернете вещей. *Образовательные ресурсы и технологии*. 2017. № 4 (21). С. 30—39.
4. Туманные вычисления. Fog Computing. 2018. URL: www.tadviser.ru/index.php/Статья:Туманные_вычисления_%28Fog_computing%29 (дата звернення 10.10.2019).
5. Туманные вычисления (Fog Computing), как составная часть 5G. URL: <https://shalaginov.com/2018/07/24/4510/> (дата звернення: 10.10.2019).
6. 2800 microsattellites to launch over next five years: SpaceWorks. URL: <http://satelliteprome.com/news/2800-microsatellites-to-launch-over-next-five-years-spaceworks/> (дата звернення: 10.10.2019).
7. Coldewey D. SpaceX reveals more Starlink info after launch of first 60 satellites. URL: <https://techcrunch.com/2019/05/24/spacex-reveals-more-starlink-info-after-launch-of-first-60-satellites/> (дата звернення: 10.10.2019).
8. Fleet. URL: <https://www.fleet.space/portal> (дата звернення 10.10.2019).
9. Gavish B., Kalvenes J. The impact of satellite altitude on the performance of LEOS based communication systems. *Wireless Networks*. 1998. 4. P. 199—213. URL: <https://www.researchgate.net/publication/220292693> (дата звернення: 10.10.2019).
10. Handley M. Delay is Not an Option: Low Latency Routing in Space/Mark Handley, University College London/Proceeding HotNets '18 Proceedings of the 17th ACM Workshop on Hot Topics in Networks. P. 85—91. URL: <https://doi.org/10.1145/3286062.3286075> (дата звернення: 10.10.2019).
11. Internet of Things Statistics 2019 [The Rise of IoT]. URL: <https://techjury.net/stats-about/internet-of-things-statistics/> (дата звернення: 10.10.2019).
12. Kota S., Giambene G. Satellite 5G: IoT Use Case for Rural Areas Applications. Conference: The Eleventh International Conference on Advances in Satellite and Space Communications — SPACOMM 2019, At Valencia, Spain, March 24 —

- 28, 2019. URL: https://www.researchgate.net/publication/332029135_Satellite_5G_IoT_Use_Case_for_Rural_Areas_Applications (дата звернення: 10.10.2019).
13. LeoSat/Gunter's space page. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/leosat.htm (дата звернення: 10.10.2019).
14. LEOSAT non-geostationary satellite system. Attachment A. Technical Annex to Supplement Schedule S. URL: <file:///C:/Users/admin/Downloads/Technical%20Annex.pdf> (дата звернення: 10.10.2019).
15. Narayanasamy A., Ahmad Y. A., Othman M. Nanosatellite constellation as an IoT communication platform for near equatorial countries/6th International Conference on Mechatronics — ICOM'17.
16. Narytnik T., Rassamakin B., Prisyazhny V., Kapshtyk S. Coverage Area Formation for a Low-Orbit Broadband Access System with Distributed Satellites UkrMiCo-2018.
17. OneWeb Minisatellite Constellation for Global Internet Service. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/oneweb> (дата звернення: 10.10.2019).
18. SpaceBelt 1, ..., 10/Gunter's space page. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/spacebelt.htm (дата звернення: 10.10.2019).
19. SpaceBelt: Our First Outer Space Partner. URL: <https://wasabi.com/blog/spacebelt/> (дата звернення 10.10.2019).
20. SpaceX V-band non-geostationary satellite system. Attachment a technical information to supplement schedules. URL: [file:///C:/Users/admin/Downloads/Technical%20Attachment%20\(1\).pdf](file:///C:/Users/admin/Downloads/Technical%20Attachment%20(1).pdf) (дата звернення: 10.10.2019).
21. State of the IoT 2018: Number of IoT devices now at 7B — Market accelerating. URL: <https://iot-analytics.com/state-of-the-iot-update-q1-q2-2018-number-of-iot-devices-now-7b/> (дата звернення: 10.10.2019).
22. Ten Million Euros to Fund the First Demonstration of GLoT by NanoAvionics, KSAT and Antwerp Space. URL: <http://www.satnews.com/story.php?number=1179815788> (дата звернення: 10.10.2019).
23. Wang B. FCC will approve Kepler, LeoSat, Telesat and SpaceX satellites. 2018. URL: <https://www.nextbigfuture.com/2018/11/fcc-will-approve-kepler-leosat-telesat-and-spacex-satellites.html> (дата звернення: 10.10.2019).
24. Zhicheng Qu, Gengxin Zhang, Haotong Cao, Jidong Xie. LEO Satellite Constellation for Internet of Things. *IEEE Access*. 2017. 5. P. 18391—8401. DOI: 10.1109/ACCESS.2017.2735988/. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8002583/authors#authors> (дата звернення: 10.10.2019).

Стаття надійшла до редакції 10.10.2019

REFERENCES

1. Il'chenko M. E., Narytnik T. N., Rassamakin B. M., Prisyazhnyj V. I., Kapshtyk S. V. (2018). Creation of the architecture of "Distributed Satellite" for low-orbital information-telecommunication systems based on the grouping of micro and nanosatellites. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*, № 2 (146), 33—43 [In Russian].
2. Internet veshhej. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Интернет_вещей (Last accessed: 10.10.2019).
3. Proferansov D. Ju., Safonova I. E. (2017). To a question of fog computing and the Internet of things. *Obrazovatel'nye resursy i tehnologii*, № 4 (21), 30—39 [In Russian].
4. Fog Computing. 2018. URL: www.tadviser.ru/index.php/Статья:Туманные_вычисления_%28Fog_computing%29 (Last accessed: 10.10.2019).
5. Fog computing (Fog Computing) as component 5G. 2018. URL: <https://shalaginov.com/2018/07/24/4510/> (Last accessed: 10.10.2019).
6. 2800 microsattellites to launch over next five years: SpaceWorks. URL: <http://satelliteprome.com/news/2800-microsatellites-to-launch-over-next-five-years-spaceworks/> (Last accessed: 00.08.2019).
7. Coldewey D. (2019). SpaceX reveals more Starlink info after launch of first 60 satellites. URL: <https://techcrunch.com/2019/05/24/spacex-reveals-more-starlink-info-after-launch-of-first-60-satellites/> (Last accessed: 00.08.2019).
8. Fleet. URL: <https://www.fleet.space/portal> (Last accessed: 10.10.2019).
9. Gavish B., Kalvenes J. (1998). The impact of satellite altitude on the performance of LEOS based communication systems. *Wireless Networks*, 4, 199—213. URL: <https://www.researchgate.net/publication/220292693> (Last accessed: 10.10.2019).
10. Handley M. Delay is Not an Option: Low Latency Routing in Space. University College London/Proceeding HotNets '18 Proceedings of the 17th ACM Workshop on Hot Topics in Networks, 85—91. URL: <https://doi.org/10.1145/3286062.3286075> (Last accessed: 10.10.2019).
11. Internet of Things Statistics 2019 [The Rise of IoT]. URL: <https://techjury.net/stats-about/internet-of-things-statistics/> (Last accessed: 10.10.2019).
12. Kota S., Giambene G. (2019). Satellite 5G: IoT Use Case for Rural Areas Applications. Conference: The Eleventh International Conference on Advances in Satellite and Space Communications — SPACOMM 2019, At Valencia, Spain, March 24—28, 2019. URL: https://www.researchgate.net/publication/332029135_Satellite_5G_IoT_Use_Case_for_Rural_Areas_Applications (Last accessed: 10.10.2019).

13. LeoSat/GUNTER'S SPACE PAGE. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/leosat.htm (Last accessed: 00.08.2019).
14. LEOSAT NON-GEOSTATIONARY SATELLITE SYSTEM. ATTACHMENT A. Technical Annex to Supplement Schedule S. URL: <file:///C:/Users/admin/Downloads/Technical%20Annex.pdf> (Last accessed: 10.10.2019).
15. Narayanasamy A., Ahmad Y. A., Othman M. Nanosatellite constellation as an IoT communication platform for near equatorial countries/6th International Conference on Mechatronics — ICOM'17.
16. Narytnik T., Rassamakin B., Prisyazhny V., Kapshtyk S. (2018). Coverage Area Formation for a Low-Orbit Broadband Access System with Distributed Satellites UkrMiCo-2018.
17. OneWeb Minisatellite Constellation for Global Internet Service. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/oneweb> (Last accessed: 00.08.2019).
18. SpaceBelt 1, ..., 10/GUNTER'S SPACE PAGE. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/spacebelt.htm (Last accessed: 10.10.2019).
19. SpaceBelt: Our First Outer Space Partner. URL: <https://wasabi.com/blog/spacebelt/> (Last accessed: 10.10.2019).
20. SPACEX V-band non-geostationary satellite system. Attachment A. Technical information to supplement schedules. URL: [file:///C:/Users/admin/Downloads/Technical%20Attachment%20\(1\).pdf](file:///C:/Users/admin/Downloads/Technical%20Attachment%20(1).pdf) (Last accessed: 10.10.2019).
21. State of the IoT 2018: Number of IoT devices now at 7B — Market accelerating. URL: <https://iot-analytics.com/state-of-the-iot-update-q1-q2-2018-number-of-iot-devices-now-7b/> (Last accessed: 10.10.2019).
22. Ten Million Euros to Fund the First Demonstration of GLoT by NanoAvionics, KSAT and Antwerp Space. URL: <http://www.satnews.com/story.php?number=1179815788> (Last accessed: 10.10.2019).
23. Wang B. (2018). FCC will approve Kepler, LeoSat, Telesat and SpaceX satellites. URL: <https://www.nextbigfuture.com/2018/11/fcc-will-approve-kepler-leosat-telesat-and-spacex-satellites.html> (Last accessed: 10.10.2019).
24. Zhicheng Qu, Gengxin Zhang, Haotong Cao, Jidong Xie. (2017). LEO Satellite Constellation for Internet of Things. IEEE Access (Vol. 5), 18391—18401. DOI: 10.1109/ACCESS.2017.2735988/. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8002583/authors#authors> (Last accessed: 10.10.2019).

Received 10.10.2019

*M. Yu. Ilchenko*¹, Deputy Rector for Scientific Research, Dr. Sci. in Tech., Professor, Academician of National Academy of Sciences of Ukraine, Honored Worker of Science and Technology of Ukraine, three times Winner of State Awards in Science and Technology, Member of the International Higher Education Academy Of Sciences (IHEAS), Member of the International Academy of Engineering, Honorary Member of IEEE (USA)

E-mail: ilch@kpi.ua

E-mail: director@mitris.com

*T. M. Narytnyk*¹, Professor at the Department of Telecommunications, Ph.D. in Tech., Full Professor, Academician of National Academy of Sciences of Ukraine, the Winner of State Awards in Science and Technology of UkSSR, USSR, Ukraine, Inventor of USSR, Honored Worker of industry of Ukraine

*V. I. Prisyazhnyi*², NSFCTC Director, Ph.D. in Tech., Senior Researcher, the Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine, The Member of Space Research Council of NAS of Ukraine

E-mail: ncuvkz@spacecenter.gov.ua

*S. V. Kapshtyk*², NSFCTC Assistant Director, Ph.D. in Tech.

E-mail: Sergii.kapshtyk@gmail.com

*S. A. Matvienko*³, Chief Designer, Ph.D. in Tech., Senior Researcher.

E-mail: matvienko_2005@ukr.net

¹ National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, Ukraine.

e-mail: ilch@kpi.ua; e-mail: director@mitris.com

Peremohy Ave, 37, Kyiv, Ukraine 03056

² National Space Facility Control and Test Center, Kyiv, Ukraine.

ncuvkz@spacecenter.gov.ua; sergii.kapshtyk@gmail.com

8 Moskovska Str., Kyiv, 01010 Ukraine

³ Scientific and Production Complex “Kurs”, Kyiv, Ukraine. matvienko_2005@ukr.net

9 Boryspilska Str, Kyiv, 02099 Ukraine

LOW-EARTH ORBITAL INTERNET OF THINGS SATELLITE SYSTEM ON THE BASIS OF DISTRIBUTED SATELLITE ARCHITECTURE

We discuss issues of the development of the low-Earth-orbit satellite system of the Internet of Things (IoT) that uses the “Distributed Satellite” architecture. The proposed satellite system combines a low-Earth-orbit satellite telecommunications system

and the Internet of Things system. The first of them provides broadband Internet access for a wide range of consumers. The second one is designed to provide IoT services to delay-tolerant applications and delay-sensitive applications services' users of the Internet of Things. In the paper, principles of the design of the Internet of Things low-Earth-orbit satellite system orbital segment are considered, and the features of applying the "Distributed Satellite" architecture in the low-Earth-orbit satellite system using micro-satellite and cube-satellite spacecraft are revealed. The service area formation method of the low-Earth-orbit satellite system is offered. This method takes into account the protection of geostationary systems and the repeated use of the allocated frequency resource. The ways of introduction of multiprotocol mode to transmit IoT information and to create the combined service areas have been identified. A solution is proposed for the implementation of the concept of "Fog Computing" by including specialized satellite computers to the orbital segment of the low-Earth-orbit satellite system. The main task of their including is to form the own computing capacity within the satellite system orbital segment. The possibility of combining the satellite computers into a single peer-to-peer computing network and thus creating a distributed computing network directly in the orbit has been studied. The composition of the database stored in the orbital distributed computing network is determined. The directions of information flows associated with the maintenance and updating of the database are studied. The algorithm of computational load balancing of excess computing load is proposed.

Keywords: Satellite information system, low-Earth-orbit satellite system, Internet of Things, Fog Computing, Orbital Computing Network, distributed satellite, micro-satellite, CubeSat.

<https://doi.org/10.15407/knit2020.04.086>

УДК 347.85

Н. Р. МАЛИШЕВА, зав. відділу, заст. директора Міжнародного центру космічного права при Інституті держави і права імені В. М. Корецького НАН України, д-р юрид. наук, проф., акад. Нац. акад. правових наук, член-кор. Міжнародної академії астронавтики Міжнародної астронавтичної академії, Заслужений юрист України, Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки

E-mail: nataliia_malysheva@ukr.net

ORCID: 0000-0001-6630-227X

А. М. ГУРОВА, наук. співроб., канд. юрид. наук

E-mail: a.m.hurova@gmail.com

ORCID: 0000-0003-4134-761X

Інститут держави і права імені В. М. Корецького НАН України
вул. Трьохсвятительська 4, Київ, Україна, 01601

МОДЕЛІ ПРАВОВОГО РЕГУЛЮВАННЯ ДІЯЛЬНОСТІ У СФЕРІ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ У СВІТІ: ДОСВІД ДЛЯ УКРАЇНИ

Досліджуються правові підходи до регулювання діяльності щодо дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) у більш ніж 10 державах світу з різноманітними моделями ринку. Досвід деяких держав проаналізовано в контексті розвитку у межах регіональної співпраці Європейського Союзу та Співдружності Незалежних Держав. Огляд правової моделі регулювання діяльності ДЗЗ провадився у широкому контексті врахування державної чи приватної природи, ступеня розвитку ринку відповідних послуг та охоплював дослідження таких блоків питань: 1) організаційно-інституційна структура забезпечення відповідних відносин; 2) політика поширення даних; 3) дозвільне регулювання діяльності із ДЗЗ; 4) охорона інтелектуальної власності на продукти діяльності ДЗЗ. На підставі проведеного аналізу надано ряд рекомендацій щодо правового регулювання відповідних відносин в Україні.

Ключові слова: дистанційне зондування Землі, правове регулювання, національне законодавство, дані, інформація, публічні та приватні інтереси, ліцензування, ринок послуг ДЗЗ.

Дистанційне зондування Землі (ДЗЗ) з космосу є найбільш необхідним для економіки, екології, просторового планування та інших сфер життєдіяльності людини видом космічної діяльності, який є максимально наближеним до щоденних потреб суспільства.

Україна бере участь у діяльності щодо ДЗЗ протягом всіх років незалежності, причому не завжди виключно з позицій реципієнта інформації, отриманої супутниками інших держав чи

приватних суб'єктів, але й за рахунок власних космічних об'єктів. Йдеться, зокрема, про запущені супутники: у 1995 р. — «Січ-1», у 1999 р. — «Океан-О» та у 2004 р. «Січ-1М» і «Мікрон». Жоден із цих об'єктів, щоправда, наразі не функціонує.

Суб'єктний склад учасників ринку послуг у сфері ДЗЗ включає операторів (надавачів супутникових даних), первинних суб'єктів надання послуг (тих, що перетворюють супутникові

Цитування: Малишева Н. Р., Гурова А. М. Моделі правового регулювання діяльності у сфері дистанційного зондування Землі у світі: досвід для України. *Космічна наука і технологія*. 2020. 26, № 4 (125). С. 86—110. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.086>

дані на різного роду зображення), вторинних суб'єктів надання послуг (тих, що отримують інформацію у первинних суб'єктів та обробляють її відповідно до потреб кінцевих споживачів), нарешті — споживачів інформації ДЗЗ. Залежно від низки чинників як змістовного, так і формально-юридичного характеру в кожній державі складається власна модель правового регулювання діяльності з ДЗЗ.

В Україні наразі інфраструктура цього виду космічної діяльності виглядає таким чином. Самостійної та незалежної первинної ланки отримання доступу до даних ДЗЗ (операторів) ні в межах державного, ні в межах приватного сектору немає, незважаючи на те, що ще Загальнодержавною науково-технічною космічною програмою 2013—2017 рр. передбачався запуск щонайменше двох супутників ДЗЗ серії «Січ» («Січ-1М» та «Січ-3Р») [11]. І хоча законодавством України створення космічних апаратів приватними суб'єктами не заборонялось [13], внутрішній ринок на них так і не розвинувся. Поряд з цим мережа вторинних суб'єктів надання даних ДЗЗ є найбільш розвинутою, адже по суті кожен університет чи підприємство може за наявності відповідного програмного забезпечення обробляти супутникові знімки відповідно до потреб конкретного споживача.

Короткий огляд суб'єктного складу відносин щодо ДЗЗ в Україні свідчить про недостатнє задоволення попиту пропозицією, відсутність будь-яких регуляторів безпеки поширення інформації та спеціальних механізмів її охорони як об'єкта інтелектуальної власності, а також слабкою взаємодією між державним та приватним секторами у цій сфері. Значною мірою така ситуація виникла внаслідок правової лакуни у цій сфері відносин, яку ДКАУ протягом кількох років поспіль намагається заповнити законопроектом «Про державне регулювання у сфері ДЗЗ». А поки цей закон не прийнято, єдиний регуляторний вплив на відповідні відносини здійснюють державні стандарти України, а саме: 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».

На наше переконання, майбутня модель правового регулювання діяльності з ДЗЗ має ґрунтуватися на тих відносинах, що вже склалися в цій сфері вітчизняної космічної діяльності, а також вирішувати ті цілі, які держава поставить перед цією сферою. Оскільки відповідно до Концепції Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми на 2018—2022 рр. серед її цілей та очікуваних результатів передбачено: створення системи дистанційного зондування Землі «Січ-2-1» (2020 р.), «Січ-2-2» (2021 р.), «Січ-2М» (2024 р.); розвиток внутрішнього ринку космічних інформаційних послуг з ДЗЗ; забезпечення надання інформації, отриманої від іноземних комерційних космічних апаратів ДЗЗ в рамках укладених угод; створення національної системи геоінформаційного забезпечення як складової частини європейської програми «Copernicus» і світової системи «Global Earth Observation System of Systems» та забезпечення експлуатації її інформаційних сервісів зацікавленими користувачами [14], саме ці цілі повинні бути покладені в основу майбутнього регулювання діяльності з ДЗЗ в Україні. Поданий законопроект, на жаль, цим цілям не відповідає. По-перше, він дублює положення закону України «Про космічну діяльність»; по-друге, регулює лише діяльність державного сектору, приділяючи основну увагу механізмам експлуатації національної системи оператором космічних систем ДЗЗ; по-третє, він містить велику кількість бланкетних норм щодо регулювання окремих відносин різними відомствами без вироблення єдиного контрольного механізму захисту отриманої в результаті ДЗЗ інформації як об'єкта інтелектуальної власності чи об'єкта експортного контролю. Зазначене свідчить про те, що регулювання відповідного виду космічної діяльності на базі поданого законопроекту не в змозі задовольнити потреби сучасного, а тим більше — перспективного етапу її розвитку в Україні. Необхідним у цьому зв'язку вважаємо напрацювання нових механізмів нормативно-правового впливу на відносини з ДЗЗ. Для вирішення поставленого завдання потрібно

дослідити досвід інших космічних держав у цій сфері.

У різних країнах спостерігаються різні підходи до регулювання діяльності з ДЗЗ. З формально-юридичної точки зору їх можна розділити на три блоки:

1) наявність спеціального законодавства, що регулює відносини з ДЗЗ (спеціальних законів та/або стандартів діяльності з ДЗЗ);

2) закріплення ДЗЗ як одного з напрямків космічної діяльності в загальному «космічному» законі;

3) регулювання відносин з ДЗЗ у контексті передбачених нормами інших галузей законодавства правовідносин. Коротко розглянемо ці підходи на конкретних прикладах.

Найбільш тривалу історію та одне з найдеталізованіших законодавств у сфері ДЗЗ мають **США**. З моменту запуску першого супутника за програмою «Ландсат» у 1972 р. управління в сфері ДЗЗ змінювалось із суто державного на державно-приватне та знову поверталось до державного, проте супутники «Ландсат» досі залишаються серед найбільш багатих та доступних джерел даних ДЗЗ. Основним нормативним актом, який наразі регулює діяльність з ДЗЗ у США, є *Land Remote Sensing Policy Act 1992* р. Саме в цьому акті програму «Ландсат» визначено як засіб підтримки міжнародного лідерства у ДЗЗ та широкого сприяння вигідному використанню даних ДЗЗ на основі політики недискримінаційного доступу [38]. Управлінські повноваження згідно з цим документом були передані від Департаменту торгівлі до сфери інтегрованого управління Міністерства оборони та НАСА. Так, згідно із ст. 5631, на НАСА покладені такі обов'язки: проводити експериментальні космічні програми дистанційного зондування; розробляти технології та методи дистанційного зондування, включаючи ті, що необхідні для моніторингу Землі та її навколишнього середовища; проводити такі дослідження та розробки у співпраці з іншими державними установами США та з державними й приватними науково-дослідними установами. Міністр оборони несе відповідальність за визначення умов, необхідних для розв'язання проблем національної безпеки США, та за не-

гайне повідомлення про такі умови Міністра торгівлі, а Державний секретар — за виконання міжнародних зобов'язань та політики США. Керівництво програми «Ландсат» надає Конгресу повну та оновлювану інформацію про стан поточних операцій системи «Ландсат», включаючи своєчасне повідомлення про рішення, прийняті стосовно системи «Ландсат», щоб відповідати потребам національної безпеки, міжнародним зобов'язанням та політиці уряду Сполучених Штатів. Широке коло державних органів влади заохочується надавати країнам, що розвиваються, дані, технології та навчання як компонент програм міжнародної допомоги.

Ключову роль у регулюванні діяльності з ДЗЗ в США відіграє Консультативний комітет з комерційного дистанційного зондування *Advisory Committee on Commercial Remote Sensing (ACCRES)* при Національній адміністрації океанічних та атмосферних досліджень (*The National Oceanic and Atmospheric Administration's (NOAA's)*), яка своєю чергою є департаментом Міністерства торгівлі. Відповідно до ст. 60121 Закону *National and Commercial Space Programs 2010*, за погодженням з іншими відповідними урядовими установами Сполучених Штатів, Міністерство торгівлі має право ліцензувати учасників приватного сектору щодо використання приватних космічних систем дистанційного зондування на період, визначений Міністерством відповідно до положень цього підрозділу. Міністерство не надасть жодної ліцензії, якщо встановить, що заявник не буде виконувати ліцензійні умови, будь-які міжнародні зобов'язання та створюватиме проблеми для національної безпеки США. Тривалість розгляду заявки становить 120 днів з моменту її подання. В цьому контексті слід відзначити Федеральну телекомунікаційну комісію, яка відповідно до Закону про комунікації 1934 р. (47 U.S.C. 151) та на підставі § 60146 Політики ДЗЗ протягом того ж періоду видає ліцензії на засоби радіозв'язку, що застосовуються під час ДЗЗ [38].

Правила та регулятивні норми щодо дотримання ліцензійних вимог діяльності із ДЗЗ 2006 р. [26] відсилають до Кодексу США про федеральне регулювання, додаток 1 до якого встановлює

такі блоки ліцензійних вимог: 1) корпоративна інформація (найменування, місцезнаходження, весь персонал, що контактує з іноземними партнерами, власник, якому належить щонайменш 10 відсотків у статутному капіталі заявника, іноземний власник, якому належить щонайменше п'ять відсотків, опис всіх важливих договорів тощо); 2) інформація щодо місця запуску (ракета-носії, космодром, дата запуску, дані про орбіту тощо); 3) космічний сегмент (назва та номер супутника, який нестиме систему ДЗЗ, навігаційний інструментарій, параметри руху зображення, період функціонування тощо); 4) наземний сегмент (система збирання інформації, технічні деталі кодування та розкодування сигналу тощо); 5) інша інформація (опис плану продажу чи інших способів розповсюдження інформації, методи надання інформації урядам, чия територія зондується, а також будь-яким науковим установам, план надання інформації Міністерству внутрішніх справ для розміщення в Національному архіві даних ДЗЗ). Вся ця інформація є конфіденційною, але протягом 30 днів після надання ліцензії ліцензіат подає короткий опис ліцензованої системи, яка розміщується у відкритому доступі. Цікаво, що якщо державні органи вимагають модифікувати системи ДЗЗ для власних потреб, у зв'язку з чим оператори несуть додаткові витрати, Міністр торгівлі може вимагати від цих органів відшкодування ліцензіату додаткових витрат, пов'язаних із необхідними змінами у продуктивності системи, але не витрат, які пов'язані з веденням бізнесу за кордоном (sub. d § 60147 Політики ДЗЗ).

Протягом усього часу функціонування системи ДЗЗ Помічник адміністратора NOAA для супутникових та інформаційних служб або його уповноважений здійснює ліцензійний контроль, який відповідно до § 960.11 передбачає, що:

1) ліцензіат зобов'язується постійно підтримувати оперативний контроль з місця у межах Сполучених Штатів, включаючи можливість змінити всі команди, видані будь-якими операційними центрами або станціями;

2) ліцензіат надає доступ до всіх об'єктів, що містять систему ДЗЗ для проведення моніторингу ліцензії та перевірок відповідності;

3) від ліцензіата можуть вимагати обмеження збору та/або розповсюдження даних, які необхідні для задоволення потреб національної безпеки чи значних зовнішньополітичних аспектів або міжнародних зобов'язань США. Під час таких обмежень ліцензіат на вимогу надає необроблені дані на комерційній основі виключно уряду США, використовуючи затверджене ним шифрування;

4) ліцензіат повідомляє про намір укласти будь-яку істотну угоду з іноземним суб'єктом та подає її на розгляд відповідно до пункту 960.8. Водночас таке повідомлення не звільняє ліцензіата від будь-яких зобов'язань, передбачених будь-якими іншими законами чи підзаконними актами США щодо експорту;

5) ліцензіат надає уряду США на запит повний перелік усіх архівованих, необроблених даних, які були створені його ліцензованою системою, яка ще не підтримується у публічному каталозі;

6) перед очищенням будь-яких ліцензованих даних, якими володіє ліцензіат, він повинен запропонувати такі дані Національному архіву даних ДЗЗ за рахунок їхнього відтворення та передачі;

7) ліцензіат надає уряду будь-якої країни (включаючи Сполучені Штати) на його вимогу необроблені дані, зібрані його системою щодо території, що перебуває під юрисдикцією такого уряду, як тільки ліцензіат зможе поширювати дані комерційно або як тільки ліцензіат обробить їх у форматі, який використовує для власних цілей, залежно від того, що відбудеться раніше, на розумних умовах, крім випадків, коли ці дії суперечитимуть національній безпеці США, зовнішній політиці чи міжнародним зобов'язанням, або іншим чином заборонені законом;

8) ліцензіат негайно, або як тільки це дозволять обставини, інформує про будь-які експлуатаційні відхилення системи, які здатні порушити умови ліцензії;

9) ліцензіат подає План захисту даних для розгляду та затвердження; План повинен містити процес захисту даних та інформації протягом усього циклу виконання завдань, операцій, обробки, архівації та поширення. Ліцензія не є ак-

тивом ліцензіата і не може бути передана в заставу або продана.

Відповідно до § 60123 Політики ДЗЗ та § 960.15 Кодексу про федеральне регулювання, якщо порушення ліцензійних умов буде виявлено, то Міністр торгівлі або уповноважена ним особа може звернутися до відповідного прокурора США з проханням внести розпорядження до окружного суду США округу Колумбія або іншого окружного суду США, в межах якого ліцензіат проживає або здійснює основну господарську діяльність, щоб припинити, змінити або призупинити ліцензію та/або негайно припинити ліцензійні операції шляхом видачі повідомлення про порушення та оцінку (notice of violation and assessment (NOVA), у якому визначається стягнення штрафу у сумі до 10 000 дол. за кожне порушення. Ліцензіат повинен здійснити повну сплату цивільного штрафу, визначеного протягом 30 днів з дати, коли оцінка набуває чинності як остаточне адміністративне рішення. Зазначимо, що схожий механізм закріплений ст. 10 Закону України «Про космічну діяльність» в редакції Закону № 1071, відповідно до якої центральний орган виконавчої влади, що реалізує державну політику у сфері космічної діяльності, звертається до адміністративного суду з позовом щодо застосування заходу реагування у вигляді анулювання дозволу на здійснення окремих видів космічної діяльності [9], проте вважаємо таку рецепцію не зовсім доречною, адже, по-перше, в Україні, на відміну від США, майже відсутній поточний контроль космічної діяльності, а по-друге, значно тривалішим є фактичний розгляд справ у судах.

Збереження інформації з супутників та поширення виготовленої на їхній основі продукції здійснюється на базі Національного архіву даних ДЗЗ Геологічної служби США, який забезпечує якість, цілісність та безперервність оновлення даних для історичних, наукових та технічних цілей, включаючи довгостроковий глобальний екологічний моніторинг. Порядок архівування даних для забезпечення публічних інтересів регулюється § 60142 Політики ДЗЗ. Режим поширення даних ДЗЗ залежить від джерела фінансування. Так, якщо уряд США фінансує всі або

значну частину витрат на розробку, виготовлення, запуск або експлуатацію ліцензованої системи, ліцензія вимагає, щоб усі необроблені дані з системи були доступними на недискримінаційній основі, за винятком даних, які стосуються національної безпеки, зовнішньої політики чи міжнародних зобов'язань. При цьому оброблені дані можуть бути надані уряду Сполучених Штатів та його користувачам за зниженими цінами за умови, що такі дані використовуються виключно для некомерційних цілей. Якщо ж уряд США не фінансує, прямо чи опосередковано, будь-які витрати на розробку, виготовлення, запуск або експлуатацію ліцензованої системи, ліцензіат може забезпечити доступ до своїх необроблених даних відповідно до розумних комерційних умов. За умови співфінансування проекту Помічник адміністратора NOAA для супутникових та інформаційних служб або його уповноважений за погодженням з іншими установами визначає частину даних ДЗЗ, які надаються на недискримінаційних засадах відповідно до інтересів США [56].

Описана вище правова та інституційна структура регулювання діяльності ДЗЗ в США характеризується спеціалістами як застаріла та така, що не відповідає сучасному стану на ринку послуг з надання даних ДЗЗ. Справедливість цих міркувань можна підтвердити хоча б з технічних підстав, адже в Land Remote Sensing Policy Act 1992 р. визначається правове забезпечення запуску та обслуговування супутника «Ландсат 7», 20-річний період функціонування якого завершився у 2019 р., не беручи вже до уваги існування більш модернізованих «Ландсат 8» та «Ландсат 9». Проте американські експерти обґрунтовують необхідність реформи економіко-правовими підставами. Застереігаючи щодо можливого відтоку підприємницької діяльності у сфері ДЗЗ зі США до країн з більш м'яким та зрозумілим правовим регулюванням, вони вказують на такі його недоліки: погодження урядом для американських компаній займає роки, є значна невизначеність дій щодо ліцензування, включаючи зміни умов ліцензій у процесі їхнього отримання без попереднього повідомлення, до ліцензійного процесу долучено значну кількість відомств,

кожне з яких має велику кількість підстав для відмови тощо [47].

Для вирішення цих проблем Комітет з науки, космосу та техніки Палати представників розробив законопроект American Space Commerce Free Enterprise Act 2017 р. Законопроект скасовує положення, що стосуються ліцензування приватних космічних систем дистанційного зондування та управління програмою «Ландсат». Цей проект уповноважує Office of Space Commerce Міністерства торгівлі США видавати дозволи на експлуатацію космічних систем ДЗЗ. Пропонується створення на 10 років дорадчого органу, а саме Консультативного комітету з питань комерційного дистанційного зондування для: консультування з питань комерційного ДЗЗ; аналізу впровадження дозвільної системи; надання рекомендацій щодо того, як Сполучені Штати можуть сприяти та просувати надійний та інноваційний приватний сектор; визначення викликів, з якими стикається приватний сектор з отриманням дозволів та наглядом за роботою систем ДЗЗ; надання інформації, порад та рекомендацій.

Функціонування космічної системи ДЗЗ розпочинається тоді, коли вона перебуває у космосі, може задовольнити мінімальний поріг об'єктивних можливостей для заявленої потреби і не охоплює акти розповсюдження, продажу чи передачі даних, інформації або послуг. При цьому уніфікується система видачі дозволів, зокрема лише один дозвіл видаватиметься на: 1) проведення кількох операцій за допомогою однієї системи ДЗЗ; 2) експлуатацію кількох таких систем, які виконують подібні операції, або використання цих систем для проведення однієї операції ДЗЗ. Передбачається також можливість подати заявку на дозвіл управління космічною системою ДЗЗ, яку використовує цивільний супутник федерального уряду. Офіс може запропонувати допомогу у пошуку таких можливостей.

Якщо експлуатація космічної системи ДЗЗ створює значну загрозу національній безпеці, заявнику відмовляють у видачі дозволу або надаються вказівки щодо усунення загрози. У заявці не може бути відмовлено, і дозвіл може не обумовлюватися для системи з аналогічними

можливостями до тих, які вже є комерційно доступними або очікується, що будуть доступні протягом наступних трьох років. Якщо заявник не є американською організацією, він повинен вказати американську організацію, яка погодилася б відповідати за експлуатацію його космічної системи ДЗЗ. Управління забезпечує передачу дозволу. Визначено також перехідні положення для операторів ДЗЗ, які вже отримали ліцензії чи очікують на них [37].

Цей законопроект було позитивно оцінено Консультативним комітетом з питань комерційного дистанційного зондування (ACCRES) при NOAA, хоч і з постановкою багатьох запитань щодо механізмів його імплементації в національне законодавство [21], проте ця ініціатива так і залишилась законопроектом, оскільки після розгляду в Конгресі у квітні 2018 р., її було повернено Комітету з науки, космосу та техніки Палати представників.

З описаного вище випливає, що модель регулювання діяльності ДЗЗ у США є далеко не ідеальною для запозичення, оскільки не відповідає інфраструктурі українського ринку надання послуг з ДЗЗ. Йдеться про те, що в США у межах процедури ліцензування здійснюється контроль одночасно оператора ДЗЗ та суб'єкта, який приймає, обробляє дані з супутника та передає отриману на цій підставі інформацію, адже вони часто збігаються в одній особі. В Україні наразі така ситуація можлива лише в державному секторі, коли за бюджетні кошти державним підприємством буде виготовлено супутник ДЗЗ, а дані прийматимуться Національним центром управління та випробовування космічних засобів. Проте встановлювати для цих суб'єктів процедури ліцензування не вважається доцільним, адже держава і так контролює їхню діяльність.

Водночас є деякі аспекти, на які було б доцільно звернути увагу при розробленні законодавства з ДЗЗ в Україні. Це:

1) чіткий міжвідомчий розподіл предметів відання, відповідно до якого космічне агентство займається науково-технічними розробками в сфері ДЗЗ, Міністерство торгівлі видає ліцензії та здійснює відомчий контроль, Міністерство оборони забезпечує інтереси національної без-

пеки, а Міністерство закордонних справ — дотримання державою міжнародних зобов'язань;

2) правовий режим інформації визначається на підставі закріплення не титулу власності, а умов розповсюдження (створена за державний кошт — на недискримінаційних умовах; за приватний кошт — на розумних комерційних засадах);

3) один дозвіл видається або на кілька систем, які виконують одну операцію, або на кілька операцій, які виконує одна система;

4) забезпечення захисту національних інтересів шляхом контролю за діяльністю в державі іноземних підприємств або підприємств з іноземними інвестиціями.

У контексті держав, які мають спеціальне законодавство щодо регулювання діяльності з ДЗЗ, не можна оминати увагою **Канаду**, яка у сфері ДЗЗ досить тісно співпрацює зі США та державами-членами Європейського космічного агентства (ЄКА), адже саме з таких супутникових систем, як «Ландсат», «Радарсат» (канадська система ДЗЗ), J-ERS, MOS, SPOT, і ERS, вона отримує дані ДЗЗ [29].

Генерал-губернатор за пропозицією Міністра закордонних справ, торгівлі та розвитку встановлює нормативні рамки цієї діяльності, якою безпосередньо керують Департамент оборони та Канадське космічне агентство. Отриманими в результаті цієї діяльності даними своєю чергою опікується Канадський центр з дистанційного зондування, який функціонує у структурі Канадського центру картографування та дослідження Землі. Основним нормативно-правовим підґрунтям є Remote Sensing Space Systems Act 2005 р. та прийнятий на його базі Remote Sensing Space Systems Regulations 2007 р. В цих нормативних актах також передбачено здійснення діяльності з ДЗЗ не інакше як на підставі отримання ліцензії, навіть якщо така діяльність буде проводитись за межами території цієї держави будь-якою особою, пов'язаною з Канадою громадянством чи підприємницькою діяльністю. Головною посадовою особою, з якою взаємодіє ліцензіат, є Міністр закордонних справ, торгівлі та розвитку (далі — Міністр), який розглядає заявки на предмет відповідності вимогам на-

ціональної безпеки, оборони держави, безпеки військових сил, дотримання міжнародних зобов'язань та збереження міжнародних відносин. Якщо ці вимоги, а також захист навколишнього середовища, охорона здоров'я та безпека осіб, майна та інтересів провінцій дотримані, заявник навіть може бути звільнений від виконання інших вимог цього Закону. Водночас Міністр може визначити на власний розсуд й додаткові умови. Міністр попередньо затверджує заявку на ліцензію, саму ліцензію та документи про її оновлення.

Перелік документів, які необхідно подати для отримання ліцензії, як і у США, також ділиться на великі блоки, яких, щоправда, у канадській системі набагато більше. Так, відповідно до додатку 1 до Remote Sensing Space Systems Regulations заявник має надати: 1) бізнес-інформацію, тобто детальні дані про суб'єкта господарювання, який планує запустити супутник для провадження ДЗЗ; 2) загальну інформацію про систему, тобто дані про супутник, ракету-носіє, дату і місце запуску; 3) дані про орбіту, зокрема час перетину екватора; 4) план утилізації супутників ДЗЗ, що включає метод видалення, оцінку його тривалості, ймовірності загрози життю людей під час цього процесу, кількість сміття, яке передбачається отримати в результаті, географічні межі його падіння тощо; 5) технічний опис інформації та документації стосовно супутника ДЗЗ, тобто конфігурація, навігація, спосіб передачі інформації тощо; 6) план захисту командування; 7) план захисту даних; 8) спільний план щодо захисту командування та даних, які включають механізми захисту каналів радіозв'язку та ряд інших заходів кодування інформації; 9) дані про пов'язаних із заявником суб'єктів, які будуть задіяні в роботі ліцензованої системи, а саме найменування, контактна інформація, опис їхньої участі, а також найменування та контактна інформація кожної особи, яка здійснює контроль над цим пов'язаним суб'єктом; 10) інформація про інших учасників проекту з ДЗЗ. До цього переліку додається лист-засвідчення повноти та достовірності всіх поданих документів [54]. На відміну від США, ліцензія може передаватися, але лише за згодою Міністра. Крім того, значно

довшими є строки, необхідні для отримання ліцензії: 180 днів передбачено не для видачі ліцензії, а лише для повідомлення заявника про неповноту чи недостовірність якихось із поданих документів, якщо таку виявлено. Таким чином, як зазначає Рам Джаху, законодавець спонукає заявника подавати документи для отримання ліцензії на ранніх стадіях проєкту щодо ДЗЗ, що сприяє контролюваності відповідної діяльності [50, с. 12]. Дотримання ліцензійних вимог перевіряється службою інспекторів, встановленою Міністром, права яких в цілому збігаються з правами органів, які здійснюють перевірку господарської діяльності в Україні. У випадку виявлення порушення ліцензійних вимог кожна особа несе адміністративну відповідальність у вигляді грошового стягнення, що не перевищує встановленого максимального рівня, або, якщо не встановлено максимум, штраф, який не перевищує 5000 канадських доларів, у випадку фізичної особи, і 25000 канадських доларів у будь-якому іншому випадку.

Міністр національної оборони може вимагати від ліцензіата надання будь-якої послуги, яка, на його думку, на розумних підставах є бажаною для оборони Канади або безпеки канадських збройних сил. Такі ж повноваження має Міністр публічної безпеки та готовності до надзвичайних ситуацій, який отримує дані ДЗЗ для забезпечення потреб розвідки та поліції. Оператор супутників ДЗЗ має 15 днів для того, щоб відповісти на ці вимоги, за що отримати визначену Міністром оплату.

Законодавство Канади значну увагу приділяє збереженню необроблених даних, отриманих в результаті ДЗЗ. Так, зокрема, в ч. 4 ст. 8 Remote Sensing Space Systems Act серед ліцензійних умов міститься правило, що необроблені дані передаються лише уряду зондованої держави на розумних умовах, ліцензіату, учаснику проєкту щодо ДЗЗ або особі, якій вони можуть бути передані на підставі дозволу Міністра. Оброблені дані своєю чергою вільно надаються на оплатних умовах [53].

На відміну від США, Канада має менш розгалужену інституційну структуру регулювання діяльності з ДЗЗ, що є, на наш погляд, пози-

тивним. Водночас тут законодавчо встановлені більш широкі дискреційні повноваження Міністра, що не рекомендується для запозичення законодавцем України. Як позитивний чинник канадського законодавства щодо ДЗЗ відзначаємо організацію поточного контролю ліцензованої діяльності, детальні вимоги щодо прогнозування утворення космічного сміття та передбачення механізмів його видалення, а також контроль пов'язаних із заявником суб'єктів, задіяних в роботі ліцензованої системи та кожної особи, яка здійснює контроль над цим пов'язаним суб'єктом.

Японія, прийнявши у 2016 р. Remote Sensing Records Act, долучилася до держав, які мають спеціальне законодавство у сфері ДЗЗ. Відповідно до його положень особа, яка планує використовувати супутниковий пристрій дистанційного зондування через радіоапаратуру, розташовану в Японії, повинна отримати дозвіл на кожен пристрій від Прем'єр-міністра (ст. 4). Користувач має вжити заходів щодо запобігання несанкціонованому використанню обладнання (ст. 8) та припинити дистанційне зондування, коли супутник знаходиться поза орбітою, на яку було надано дозвіл на збір інформації (ст. 9). Прийом даних ДЗЗ повинен здійснюватися лише установою, зазначеною у дозволі (ст. 10). Такі дані можуть надаватися лише тій особі, яка отримала ліцензію на управління пристроєм ДЗЗ від уряду, за винятком випадків надзвичайної ситуації (ст. 18, 21). Прем'єр-міністр здійснює контроль діяльності осіб, які використовують супутники ДЗЗ та зберігають супутникові дані, а також може здійснювати перевірку на місці та видавати накази щодо роботи пристроїв. Прем'єр-міністр може заборонити передачу конкретних даних ДЗЗ протягом обмеженого часу, якщо це необхідно для національної безпеки (ст. 19) [39]. В цілому контрольний механізм можна визначити як цілком адекватний тим ризикам національній безпеці, які можуть виникнути у зв'язку з передачею даних ДЗЗ суб'єкту, який здатний використати їх всупереч інтересам держави. Єдине, що видається не зовсім слушним, — це зобов'язання припинити ДЗЗ, якщо супутник було виведено на іншу орбіту, ніж вказано в дозволі, адже, як

відомо, іноді не вдається точно вирахувати операційну орбіту, а це саме по собі ніяк не шкодить національним інтересам держави, а дозвіл в цій частині можна переглянути за результатами обставин виведення на орбіту відповідного супутника ДЗЗ.

Поряд з національними механізмами регулювання діяльності з ДЗЗ є і **регіональні**, які утворюються в результаті об'єднання зусиль держав у цій сфері, більшість з яких не мають спроможності створювати свої національні системи ДЗЗ або воліють мати якнайширше коло джерел інформації з таких систем.

Європейська модель регіонального співробітництва у межах програми «Copernicus» визначає правові засади діяльності з ДЗЗ у межах постанови Європейського парламенту і Ради ЄС № 0236/2018, якою було об'єднано правове регулювання всіх ініціатив ЄС, що базуються на засадах субсидіарності, пропорційності та вибору найоптимальніших інструментів, а саме: програми із супутникової навігації «Galileo» і EGNOS (зі скасуванням Постанови № 1285/2013); Space Surveillance and Tracking Support (SST) (зі скасуванням Рішення № 541/2014/EU); European GNSS Agency (зі скасуванням Постанови № 912/2010); Програми ДЗЗ «Copernicus» (зі скасуванням Постанови № 377/2014). Останній Програмі присвячено розділ 7, в якому підтверджено раніше закріплену повну, вільну та відкрити політику щодо даних ДЗЗ, визначено компоненти «Copernicus»: 1) збір даних із супутників серії «Sentinel», даних держав, які не є учасниками цієї програми та інших допоміжних даних; 2) обробка даних, включаючи створення послуг для підтримки моніторингу елементів навколишнього середовища та клімату, управління надзвичайними ситуаціями, послуг безпеки щодо сприяння реалізації спільної політики зовнішніх відносин та безпеки; 3) доступ до даних та їхнє розповсюдження; 4) розвиток ринку послуг з використання даних ДЗЗ. Надання ліцензій та повідомлень про доступ щодо використання даних та інформації за програмою «Copernicus» належить до повноважень Європейської Комісії.

Особлива увага приділяється в ЄС політиці розповсюдження даних.

Так, визначено, що:

а) користувачі «Copernicus» можуть на безкоштовній основі у всьому світі відтворювати, розповсюджувати, доносити до громадськості, адаптувати, змінювати всі дані та інформацію за програмою «Copernicus», а також поєднувати їх з іншими даними та інформацією;

б) політика щодо вільних, повних та відкритих даних повинна містити такі обмеження:

- формати, строки та характеристики поширення даних та інформації за програмою «Copernicus» мають бути заздалегідь визначені;

- ліцензійні умови стосовно даних та інформації третіх осіб, що використовуються для створення інформації про послуги «Copernicus», мають бути, як правило, дотримані;

- обмеження безпеки мають бути дотримані;

- захист від ризику зриву системи виробництва або виготовлення даних та інформації за програмою «Copernicus» має бути забезпеченим;

- захист надійного доступу до даних та інформації за програмою «Copernicus» для європейських користувачів повинні бути забезпеченими.

Якщо дані або інформація за програмою «Copernicus» є чутливими до вимог безпеки, Європейська Комісія може доручити закупівлю, нагляд за придбанням, доступ до цих даних та інформації та їхнє розповсюдження одній чи кільком незалежним (як від Комісії, так і від суб'єктів, що роблять запит на таку інформацію), довіреним організаціям, які мають створити та вести реєстр акредитованих користувачів та надавати доступ до даних з обмеженим доступом на основі відокремленого робочого процесу [49].

Держави-члени ЄС по-різному підходять до регулювання ДЗЗ. Лише третина з них має національне космічне законодавство, тож розглянемо це питання на прикладі двох держав з найбільш розвиненим правовим регулюванням ДЗЗ, а саме Німеччини та Франції, кожна з яких має власні системи ДЗЗ, відповідно TerraSAR-X та SPOT.

У **Німеччині** основним нормативним актом у відповідній сфері є National Data Security Policy for Space-Based Earth Remote Sensing Systems 2007 р., основна увага якого зосереджена на пов'язаних із безпекою держави та зовнішньо-

політичними інтересами чутливих даних, які створюються високоякісними космічними системами ДЗЗ, але не охоплюють функціонування військових супутників. На його виконання прийнято низку підзаконних актів щодо регулювання особливостей функціонування оптичних, радіолокаційних та інших видів супутників ДЗЗ. Закон вимагає отримання ліцензії оператором системи, а також постачальником даних, незалежно від того, виступає він оператором чи ні. Суб'єкти отримання ліцензії можуть бути як громадянами Німеччини, так і юридичними особами чи асоціаціями, зареєстрованими за законами Німеччини, або іноземними суб'єктами, які мають головний офіс в Німеччині, або навіть якщо незмінна послідовність команд до супутників ДЗЗ здійснюється з території цієї держави. Більше того, якщо дані придбаються суб'єктами, в яких частка статутного капіталу не менше 25 % належить іноземним юридичним особам, то про це необхідно повідомити та отримати дозвіл, якщо такий суб'єкт ще не отримав ліцензії. Ліцензіати зобов'язані, зокрема, забезпечити, щоб операційні приміщення були обладнані так, щоб не допускати несанкціонованого входу і передачі команд на супутник, а також шифрування ефективними засобами. Уповноваженим на видачу ліцензії органом є Федеральне управління економіки та експортного контролю. Ліцензія охоплює період до того моменту, поки дані будуть отримані безпосередньо із супутника. У випадку із проектом TerraSAR-X це стосувалося учасників державно-приватного партнерства: Німецького центру даних ДЗЗ та приватної компанії «Інфотерра», але не постачальників продуктів на базі даних ДЗЗ з доданою вартістю. Франс ван дер Дунк так характеризує ліцензійну систему Німеччини: вона ефективно контролює інтереси безпеки біля джерела, регулюючи лише перший рівень розповсюдження постачальниками даних, або контролюючи супутники, або безпосередньо отримуючи доступ до відповідних даних [33; с. 433].

Закон закріплює пріоритетність отримання даних для державних цілей, але лише у чітко визначених випадках, пов'язаних із обороною, протистоянням чи надзвичайними ситуаціями в

НАТО чи в Німеччині. Більше того, надання такої інформації може оплачуватись за середньоринковими цінами. Цікаво, що відповідальність щодо визначення чутливості даних німецький законодавець покладає на постачальника даних, який перевіряє запитувані дані на предмет чутливості на основі комп'ютеризованих алгоритмів. Якщо постачальник вважає, що дані не є чутливими до національної безпеки, він без додаткового розгляду Федеральним управлінням економіки та експортного контролю може дозволити приймальним станціям клієнта завантажувати дані. Якщо ж дані мають ознаки чутливих, то постачальник подає запит щодо можливості передачі таких даних клієнту до вказаного управління, а останнє після перевірки дає відповідь у місячний строк. Дозвіл на передачу чутливих даних може містити вказівки щодо їхньої передачі зі змінами, зокрема затримки в часі, виключення цільових областей або зниження розрізняювальної здатності. Крім цього, Федеральне управління економіки та експортного контролю регулярно здійснює моніторингові візити до первинних розповсюджувачів даних, які мають ліцензію на провадження цієї діяльності, щоб перевірити, чи виконують вони перевірку чутливості правильно [43]. Таким чином, режим поширення даних ДЗЗ в Німеччині ґрунтується на чітких процедурах визначення режиму даних та відповідальному ставленні до них самих постачальників.

Обрана Німеччиною модель за своїм змістом є гармонійним поєднанням суворого захисту національних інтересів шляхом встановлення трьох видів ліцензування суб'єктів (оператора, первинного постачальника даних ДЗЗ та експортера даних), а також швидкого товарообігу супутникових даних, адже на відміну від США чи Канади для отримання дозвільного документа на розповсюдження даних необхідно в рази менше часу. *Німецька змістовна модель регулювання діяльності з ДЗЗ видається нам взірцевою для України з позицій подібності суб'єктного складу, адже оператори та постачальники послуг в цій державі не поєднуються в одній особі, у зв'язку з чим для кожного потрібно окремо прописати контрольні механізми, які б відповідали характеру*

ризиків, пов'язаних з його діяльністю, не обмежуючи свободу його комерційної діяльності.

На відміну від Німеччини, **Франція** регулює діяльність з ДЗЗ не самостійним законом, а у межах розділу VII комплексного Закону про космічні операції (LOI n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales), Декретом № 2009-640 від 09.06.2009 «Про імплементацію положень розділу VII Закону № 2008-518 від 03.06.2008 р. «Про космічні операції» та Декретом № 2013-654 від 19.07.2013 «Про нагляд за діяльністю первинних операторів даних ДЗЗ». Згідно із Законом, будь-який первинний оператор даних ДЗЗ, який програмує, керує або експлуатує супутник з параметрами, визначеними ст. 1 Декрету № 2009-640, з французької території; отримує будь-які інші супутникові дані на території Франції чи її територій, повинен декларувати свої дії перед Генеральним секретаріатом безпеки та оборони (Secrétariat général de la défense et de la sécurité nationale), який координується Прем'єр-міністром. При цьому органі діє Міжвідомча комісія (складається із Міністрів оборони, внутрішніх справ, закордонних справ та ін.), яка проводить моніторинг діяльності первинних операторів ДЗЗ [30]. Як ми зазначали вище, створення подібного органу зараз пропонується і в США.

Декларація про заплановану діяльність з ДЗЗ повинна бути надіслана адміністративному органу не пізніше ніж за два місяці до початку космічної операції. Форма декларації та перелік документів, які повинен надати декларант, визначаються наказом Прем'єр-міністра. Для забезпечення інтересів нації, включаючи національну оборону, зовнішню політику та міжнародні зобов'язання Франції, Генеральний секретар з питань оборони та національної безпеки може після консультацій з міжвідомчою комісією ухвалити постанову, в якій передбачити обмежувальні заходи щодо декларованої діяльності, зокрема: 1) негайне припинення (повне або часткове) програмування або прийому даних на певний строк; 2) зобов'язання тимчасово відкласти програмування, прийом або виготовлення зображень; 3) постійна заборона програмування або прийому даних; 4) обмеження технічної якості даних; 4) географічне обмеження зон

зондування. Зміст цієї постанови доводиться до відома членів міжвідомчого комітету [31]. Відповідно до ст. 25 вказаного Закону, якщо первинний оператор не подав декларацію або не вжив визначених у постанові заходів, до нього застосовується штраф у сумі 200 000 євро [41].

Як бачимо з прикладів цих двох європейських держав, Німеччина пішла шляхом детального, гнучкого та превентивного регулювання на всіх основних етапах ДЗЗ: експлуатації супутників ДЗЗ, отримання даних первинними постачальниками та проведення ними експортних транзакцій. Натомість Франція обрала шлях заявного регулювання та санкційного реагування на порушення, який, на наше переконання, не є доцільним для України, навіть не дивлячись на те, що ст. 10 ЗУ «Про космічну діяльність» в редакції Закону № 1071 уже закріпила подібну модель регулювання діяльності щодо запуску, повернення та експлуатації на орбіті ракет-носіїв та космічних апаратів [9]. Парадоксально, але при всій на перший погляд зарегульованості чіткість та автоматизованість процедури в Німеччині забезпечує її швидкість, водночас свобода дискреції учасників правовідносин щодо ДЗЗ у Франції цього гарантувати не може. Не дивлячись на те, що обидві нормативні моделі були спрямовані на забезпечення комерціалізації діяльності з ДЗЗ, такі різні моделі регулювання цієї діяльності у державах, які спільно беруть участь у межах єдиної програми «Copernicus», вказує на можливість ретрансляції у правовому полі кон'юнктури ринку, що склалася у межах держави, щоб не ламаючи її, досягти згаданих бажаних цілей. Як пояснюється в наукових дослідженнях, Німеччина, хоч і обрала модель ліцензування, подібну до США чи Канади, але визначила її подвійну структуру як для оператора супутників ДЗЗ, так і для первинних постачальників, тому що, на відміну від вказаних держав, у Німеччині ці дві послуги надавались різними суб'єктами. Водночас Франція не сприйняла модель ліцензування, адже розділ VI Закону «Про космічні операції», присвячений регулюванню діяльності з ДЗЗ, з'явився як легітимація уже діючої, на підставі юридично обов'язкових договорів щодо порядку використання даних, взаємодії між оператором

SPOT та Генеральним секретаріатом безпеки та оборони [35].

Іншим регіональним осередком співробітництва в космічній сфері, зокрема і стосовно надання послуг ДЗЗ, є **Співдружність Незалежних Держав** (СНД). Так, 2 листопада 2018 р. державами-учасницями СНД (Російською Федерацією, Республікою Казахстан, Вірменією, Таджикистаном, Узбекистаном та Білоруссю) було підписано Угоду про спільну діяльність у сфері дослідження і використання космічного простору у мирних цілях, відповідно до якої об'єднуються інтелектуальні, наукові та виробничі ресурси в галузі створення і спільного використання національних систем ДЗЗ з космосу. Примітною є ст. 10 Угоди щодо порядку обміну інформацією, якою покладається обов'язок щодо визначення конфіденційною інформації того учасника, який потребує такої конфіденційності, забороняється учасникам спільної діяльності передавати третім державам або міжнародним організаціям інформацію, отриману від іншої сторони цієї угоди чи учасника спільної діяльності, крім випадку їхньої письмової згоди на це, укладення кожною державою договорів про взаємний захист таємної інформації, яка передається для реалізації спільної діяльності [18]. Таким чином, у межах цієї регіональної системи держави створюють свій закритий інформаційний простір даних ДЗЗ. Утворення державами-членами СНД єдиного інформаційного простору ДЗЗ є очевидним, зокрема й зі змісту розпорядження Вищої євразійської економічної ради від 6 грудня 2018 р., згідно з яким державам-членам доручається розробити проєкт міждержавної програми «Інтегрована система держав-членів Євразійського економічного союзу з надання космічних та геоінформаційних послуг на основі національних джерел даних ДЗЗ» [10]. Розглянемо більш детально законодавство окремих держав СНД щодо регулювання діяльності з ДЗЗ.

Держателем найбільшої системи супутників ДЗЗ в цьому регіональному співтоваристві є **Російська Федерація**, в розпорядженні якої є космічні апарати серій «Ресурс-П», «Канопус-В» (Перший білоруський космічний апарат ДЗЗ з 2012 р. діє в його складі [1]), «Метеор-М» та

«Електро-Л» [2]. Закон РФ «Про космічну діяльність» нещодавно зазнав кардинальних змін саме в контексті реформування діяльності з ДЗЗ. Так, 6 червня 2018 р. його доповнено розділом 8 про створення та функціонування Федерального фонду даних ДЗЗ (далі — Фонд) з космосу для ефективного використання даних, отриманих з космічних апаратів, створених: 1) за кошти державного бюджету; 2) за рахунок коштів фізичних і юридичних осіб; 3) даних, закуплених за рахунок бюджету. При цьому визначено, що просторові дані не належать до даних ДЗЗ з космосу. Дані з Фонду надаються всім зацікавленим особам та органам публічної влади за їхнім запитом протягом 10 днів, за загальним правилом — за плату, але передбачені й випадки безоплатного надання цих даних, наприклад для виконання повноважень органів публічної влади або для виконання приватними суб'єктами договору про закупівлю для державних чи муніципальних потреб [17]. Крім того, Постановою Уряду РФ № 1088 від 24.08.2019 передбачено правила взаємодії Федерального фонду даних ДЗЗ з космосу з іншими державними фондами [4], які містять дані ДЗЗ. При цьому Державний фонд просторових даних і єдиний Державний фонд даних про стан навколишнього середовища та його забруднення регулюються іншими актами. Порядок формування бази даних в межах Фонду передбачає, що кожен оператор державного чи відомчого фонду після закупівлі даних чи прийому їх на безоплатній основі протягом 3 днів повідомляє про це оператору Фонду, яким згідно із Постановою Уряду РФ від 30.05.2019 № 689 є Роскосмос [3]. Останній відповідно формує запит на отримання копій цих даних та метаданих і протягом п'яти чи з відстрочкою до 10 днів отримує їх в автоматизованому порядку за формою та параметрами даних, визначених Роскосмосом разом з федеральними органами виконавчої влади, яким підпорядковуються державні фонди [4]. В такому ж порядку передаються копії отриманих з недержавних космічних апаратів та закуплених федеральними органами та установами даних та метадані, але в цьому випадку вони передаються не автоматично, а за актом приймання-передачі [5].

Механізм надання даних з Фонду визначений у Постанові Уряду РФ від 24.08.2019 № 1807. В ній класифіковано дані за їхньою розрізняювальною здатністю:

- 1) надвисока (менше 1 м);
- 2) висока (від 1 до 10 м);
- 3) середня (від 10 до 100 м);
- 4) низька (від 100 до 1000 м);
- 5) наднизька (від 1000 м),

а також визначено джерела отримання даних ДЗЗ з державних космічних апаратів:

- 1) фонд;
- 2) єдиний державний фонд даних про стан навколишнього середовища, його забруднення (за умови відсутності таких даних у федеральному фонді);
- 3) апаратура ДЗЗ на борту космічного апарата, яка передала дані на Землю з космосу за допомогою електромагнітних сигналів на станції прийому.

В останньому випадку до Роскосмосу подається заявка, в якій викладаються координати, тактико-технічні характеристики станції прийому даних та перелік космічних апаратів, з яких планується отримати дані. Після цього Роскосмос доручає оператору поставити заявника на абонентське обслуговування, про що укладається відповідний договір разом із договором про надання даних. Крім того, заявники повинні мати ліцензію на здійснення космічної діяльності в частині робіт з прийому та первинної обробки даних, одержуваних з космічних апаратів, а самі станції прийому даних підлягають обов'язковій сертифікації або декларуванню відповідності згідно з Законом РФ «Про космічну діяльність». Дані з недержавних космічних апаратів отримуються відповідно до договорів користувачів даних з їх операторами, а якщо такими користувачами є органи публічної влади, то вони укладають такі договори тільки у випадку, якщо відсутні передбачувані до закупівлі дані у Фонді або при неможливості отримати такі дані з державних космічних апаратів. Порядок надання даних, отриманих з державних космічних апаратів, федеральному органу у сфері безпеки визначається спеціальним договором між ним та Роскосмосом [7].

Планування прийому, обробка, зберігання і поширення даних ДЗЗ з космічних апаратів державного призначення з розрізняювальною здатністю менше 2 м проводиться відповідно до Постанови Уряду РФ № 10.06.2005 № 370. На підставі заяв до оператора космічних засобів ДЗЗ формується проєкт плану космічних зйомок і каталог районів зйомок, які подаються Роскосмосу. У заявках вказуються координати районів космічних зйомок, строки проведення космічних зйомок, параметри й умови спостереження, а також цілі отримання даних ДЗЗ і реквізити користувачів таких даних, які подали заявку. Звіти про виконання заявок на отримання даних ДЗЗ надаються також операторами Роскосмосу щомісяця. Після проведення оператором попередньої оцінки відповідності запиту плану космічних зйомок, Роскосмос укладає договори з користувачами ДЗЗ про надання оператором таких даних, але в них можуть міститися й додаткові умови щодо поводження з цими даними. Роскосмос уповноважений частину даних, отриманих з космічних апаратів, виготовлених за бюджетні кошти, передавати на комерційній основі, але з пріоритетним забезпеченням відповідними даними органів державної влади. Цікаво, що дані ДЗЗ стосовно територій іноземних держав можуть бути отримані як від операторів, так і від наземних станцій прийому даних, які належать іноземним користувачам, але лише якщо вони були сертифіковані і покладені на абонентське обслуговування оператора ДЗЗ [6].

З 2015 р. система ДЗЗ також діє в **Республіці Казахстан**. Вона забезпечується двома супутниками: «KazEOSat-1» та «KazEOSat-2» з розрізняювальною здатністю відповідно 1 та 6.5 м [19]. У Законі Республіки Казахстан «Про космічну діяльність» ДЗЗ визначено як один із напрямків космічної діяльності (п. 3 ч. 4), дається тлумачення поняття «ДЗЗ з космосу», «дані ДЗЗ з космосу», «просторові дані», «інфраструктура просторових даних» тощо. Міністерство з інвестицій та розвитку Республіки Казахстан наказом від 20.06.2016 р. № 511 та Міністерство оборони Республіки Казахстан наказом від 27.06.2016 р. № 313 визначили порядок планування космічних зйомок, отримання, обробки та розпо-

всюдження даних ДЗЗ з космосу національним оператором космічної системи ДЗЗ [16], яким є Акціонерна компанія «Національна компанія «Қазақстан Ғарыш Сапары» зі стовідсотковою участю держави у статутному капіталі, на яку покладено завдання створення, експлуатації та розвитку космічної системи ДЗЗ. Національний оператор космічної системи ДЗЗ планує космічні зйомки, отримує, обробляє і поширює дані ДЗЗ з космосу фізичним і (або) юридичним особам, державним органам Республіки Казахстан. Крім того, до його повноважень належать: 1) забезпечення технічної експлуатації космічної системи ДЗЗ; 2) планування космічних зйомок і надання послуг з розповсюдження даних ДЗЗ з космосу фізичним і (або) юридичним особам; 3) створення і розвиток інфраструктури просторових даних на основі даних ДЗЗ з космосу і супутникової навігації; 4) здійснення інших видів діяльності, не заборонених законодавством Республіки Казахстан [8] (ст. 19-2).

Вказана модель дуже нагадує закріплену в проекті Закону України про «Державне регулювання у сфері дистанційного зондування Землі», адже Федеральний фонд даних ДЗЗ РФ по суті має ті ж властивості, що і державна база даних ДЗЗ, а Роскосмос чи Акціонерна компанія «Національна компанія «Қазақстан Ғарыш Сапары» по суті є операторами космічних систем. Крім термінології та суб'єктно-об'єктного складу, самі відносини в нормативно-правових актах порівнюваних держав спрямовані на державну систему формування бази даних ДЗЗ, яка поповнюється за рахунок функціонування державних космічних апаратів, а приватні суб'єкти залучені лише як постачальники даних у межах процедур закупівель або лише декларативно як учасники державно-приватного партнерства, без деталізації порядку його реалізації. Вказане є закономірним, адже у відповідних державах ринок приватних послуг, обумовлених ДЗЗ, не надто розвинений, тож нормативна модель просто відображає реальний стан відносин. Разом з тим в Україні наразі законодавчо передбачено комерціалізацію внутрішнього ринку космічних послуг, чому аж ніяк не відповідає закріплена у вказаному законопроекті модель регулювання. Слід також

звернути увагу на те, що Російська Федерація та Республіка Казахстан з формально-юридичної точки зору належать до другої із виділених нами блоків держав, діяльність із ДЗЗ в яких регулюється у межах загальних законів про космічну діяльність. Вбачаємо, що на даному етапі розвитку діяльності з ДЗЗ в Україні, коли ринок цих послуг лише формується, це є цілком адекватною формою регулювання в нашій країні.

Республіка Корея також вмістила регуляторні норми щодо діяльності з ДЗЗ в загальному Законі «Про космічну діяльність». В ньому дається визначення поняття супутникової інформації (ст. 1), встановлений порядок її використання (ст. 17), а також передбачено вимоги конфіденційності (ст. 25). Так, Міністр науки і техніки створює агентство, відповідальне за поширення та використання супутникової інформації, забезпечує фінансування для сприяння розповсюдженню та використанню супутникової інформації у межах бюджетних асигнувань. Встановлено, що Уряд має докласти всіх зусиль, аби не втручатися у приватне життя людей під час використання супутникової інформації. При цьому будь-яка особа, яка займається чи раніше займалася будь-якою роботою згідно з цим Законом, не повинна розголошувати жодну інформацію, з якою вона стикається під час виконання своїх обов'язків, або не використовувати цю інформацію, за винятком цілей, визначених у відповідному Законі. Примітно, що використання географічної інформації в розумінні Закону «Про створення та використання національної географічної інформаційної системи» визначається разом із Міністром будівництва та транспорту [55]. Така модель свідчить про можливість оперативного внесення необхідних змін для правового забезпечення діяльності з ДЗЗ та інтегрованість останньої в загальний режим контролю держави космічної діяльності її приватних суб'єктів з паралельним відображенням специфіки відповідної діяльності в цьому ж законі та, можливо, на рівні підзаконних нормативних актів, що є цілком прийнятною моделлю для держав, чії національні системи ДЗЗ перебувають у періоді становлення.

В контексті розгляду досвіду держав, які не мають спеціального законодавства щодо регулювання пов'язаної з ДЗЗ діяльності, але мають потужну систему забезпечення використання даних ДЗЗ із космосу, варто розглянути досвід **Австралії та Нової Зеландії**. Австралія отримує дані ДЗЗ з американських супутників «Ландсат», «Радарсат» і французьких супутників SPOT, співпрацює у межах Intelsat та Inmarsat. Для отримання незалежних джерел даних ДЗЗ у 2000 р. було запущено австралійський супутник Australian Resource Information and Environment Satellite, у 2002 р. — супутник FedSat. Австралія також виготовляла апаратуру для ДЗЗ для завершеного у 2010 р. європейського проекту ERS-2, тобто має інфраструктурну ситуацію, схожу з Україною за технічними можливостями у сфері ДЗЗ [42]. Водночас Австралія має досить розвинену систему відносин щодо надання сервісів, побудованих на даних ДЗЗ.

Цивільна космічна стратегія Австралії до 2028 р. передбачає фінансування космічної діяльності через Commonwealth Scientific and Industrial Research Organisation (CSIRO), яким дослідження Землі визначено як одне із пріоритетних сфер інвестування задля створення спеціальної платформи даних ДЗЗ [23]. Відповідно до Плану дій щодо розвитку та зростання космічної індустрії до 2026 р. серед ініціатив забезпечення трансформації космічної галузі визначено створення програми розроблення та розгортання недорогих спеціалізованих австралійських датчиків спостереження Землі та супутників для надання важливих для країни даних [22]. Крім того, за результатами консультацій, проведених з державними установами, виробниками та споживачами даних ДЗЗ, було прийнято Australian EO Community Plan 2026, основним змістом якого є виділення п'яти пріоритетів:

1) зв'язок та координація між усіма учасниками спільноти ДЗЗ щодо спостереження Землі як в Австралії, так і за кордоном;

2) утвердження ролі Австралії як ключового гравця у міжнародній системі ДЗЗ шляхом надання переваг міжнародним програмам;

3) розвиток інфраструктури та фахового потенціалу;

4) легкий та надійний доступ до даних ДЗЗ для всіх виробників та користувачів даних ДЗЗ;

5) орієнтація на потреби кінцевого споживача і підтримка комерційного розвитку застосування даних ДЗЗ [25].

Діяльність з ДЗЗ в Австралії належить до предмету відання Geoscience Australia, а саме цією організацією ведеться Digital Earth Australia (DEA), яка забезпечує платформу для аналізу супутникових знімків та інших спостережень на Землі. Передбачається, що ця платформа надасть австралійській промисловості доступ до стабільних, стандартизованих даних та зображень, може впроваджувати інновації для виробництва нових продуктів з доданою вартістю та послуги, особливо у розробці додатків, що може підвищити продуктивність сільського господарства та забезпечити більш ефективні інструменти екологічного обліку та моніторингу [32]. Супутникові знімки також обробляються науковою установою «Remote Sensing Research Centre» [52]. Проте основну роль в об'єднанні зусиль усіх «стейкхолдерів» у діяльності з даними ДЗЗ у державі відіграє неурядова асоціація Earth Observation Australia Inc Association, до предметів відання якої належить, зокрема, утвердження як: координативного пункту для промисловості, уряду та наукових досліджень, форуму для визначення пріоритетності та координації майбутніх спільних інвестицій у наземну та космічну інфраструктуру ДЗЗ та державно-приватного партнерства, розробка програмних документів у сфері ДЗЗ [27]. Якщо екстраполювати діяльність цієї асоціації на ґрунт України, то виникає асоціативне порівняння з діяльністю Асоціації високотехнологічних підприємств космічної галузі України «Космос», але австралійська організація є вужчою за предметом відання — охоплює лише діяльність з ДЗЗ, однак є ширшою за колом охоплених суб'єктів, адже включає державні органи, споживачів даних ДЗЗ тощо.

За відсутності спеціального «космічного» законодавства, регулювання діяльності з ДЗЗ в Австралії відбувається за допомогою інститутів експортного контролю та дозвольно-ліцензійної системи. Якщо компанія має іноземні інвестиції чи передбачає поставляти дані ДЗЗ за кордон,

вона обов'язково проходить процедури експортного контролю відповідно до законодавства Австралії. Крім того, з міркувань безпеки, оборони та забезпечення виконання міжнародних зобов'язань Міністр індустрії, науки і технології, якому підпорядковується Австралійське космічне агентство, може обмежити запуски космічних об'єктів, які здійснюватимуть діяльність з ДЗЗ [40]. Якість та захист даних передбачаються правилами міжнародної спільноти, які гарантують можливість знаходження, доступність, сумісність та можливість неодноразового використання даних ДЗЗ, а саме FAIR data principles, які своєю чергою базуються на стандарті ISO 19115, що регулює створення метаданих [36]. Geoscience Australia підтримує та заохочує розповсюдження та обмін інформації, яка розміщена на його веб-сайті, стверджуючи, що австралійська спільнота володіє авторським правом на весь матеріал, виданий Geoscience Australia. Авторське право на створені цією організацією дані захищається міжнародною публічною ліцензією Creative Commons Attribution 4.0, зміст якої полягає в тому, що: 1) особисті немайнові права не охороняються, але ліцензіат зобов'язаний надати інформацію про творців даних ДЗЗ, крім випадків, якщо ліцензіар просить її вилучити, а також про використання цієї ліцензії з гіперпосиланням на неї; 2) дані надаються всім як вони є, і Geoscience Australia не забезпечує їхньої якості та інших характеристик; 3) умови поширюються на самі дані, ким би вони не використовувались [15]. Якщо ж дані ДЗЗ не ліцензовані, то використовується захист, визначений в Законі про авторське право 1968 р. [28].

Досвід Австралії є яскравим прикладом загального регуляторного впливу з боку держави та саморегуляції, що обумовлено вдало визначеними пріоритетами щодо мети цієї діяльності, яка базується насамперед на потребах споживачів.

Нещодавно шість дослідницьких проєктів **Нової Зеландії** отримали фінансування від Стратегічного космічного фонду під егідою Міністерства бізнесу, інновацій та зайнятості Нової Зеландії для розвитку інноваційних космічних технологій, включаючи супутники моніторин-

гу океану та берегів. Фінансування було надане для підтримки їхнього партнерства з провідними міжнародними космічними організаціями [46]. Віддалено цей механізм нагадує ініціативу Міністерства економічного розвитку, торгівлі та сільського господарства України та Державної інноваційної фінансово-кредитної установи щодо конкурсного відбору проєктів для державного стимулювання створення і використання винаходів (корисних моделей) та промислових зразків [12], але останній передбачає широкий спектр видів господарської діяльності, але не передбачає міжнародної взаємодії під час реалізації проєктів. У Новій Зеландії під егідою Міністерства бізнесу, інновацій та зайнятості діє Космічне агентство, проте установою та керованою нею інформаційною платформою, на базі якої здійснюється збирання та обробка даних ДЗЗ у Новій Зеландії, є Land Information New Zealand. У Новій Зеландії діяльність щодо ДЗЗ регулюється тільки відповідно до положення 88 Outer Space and High-Altitude Activities Act 2017, згідно з яким Генерал-губернатор має право наказом в Раді (спеціальним актом, який вводить в силу урядові рішення) за пропозицією Міністра бізнесу, інновацій та зайнятості встановлювати умови для отримання ліцензій та дозволів, які можуть включати без обмежень забезпечення чи надання вимог щодо збирання та поширення інформації, отриманої за допомогою ДЗЗ [48]. Крім цього, інтелектуальна власність, як і в Австралії, захищається ліцензією Creative Commons Attribution 4.0 [24]. Є декілька режимів надання даних ДЗЗ у Новій Зеландії, так, наприклад, дані із супутників серії «Sentinel 2» і MODIS та необроблені дані міжнародних компаній є доступними для всіх; дані, придбані за загальнодержавною ліцензійною угодою, мають право використовувати університети, дослідницькі центри та центральні й місцеві органи влади, а дані з високою розрізнявальною здатністю, які поставляються такими операторами, як Digital Globe, SPOT image, Planet Imagery, EOMAP тощо, надаються на оплатній основі [34].

Світовий досвід плюралізму підходів до регулювання діяльності із ДЗЗ вказує, що немає прямої залежності між потужною флотилією су-

путників ДЗЗ та розгорнутим законодавством, яке регулює їхню експлуатацію. Яскравим прикладом цього є **Індія**, в розпорядженні якої є більш ніж 20 супутників ДЗЗ системи IRS та похідних від нього: IMS, SARAL, «Cartosat» тощо, використання яких регулюється кількома політико-правовими документами, зокрема Remote Sensing Data Policy (RSDP) та National Data Sharing and Accessibility Policy (NDSAP). Основною інституцією, яка опікується цією діяльністю, є Національний центр ДЗЗ при Індійській космічній дослідницькій організації (ISRO) та Департаменті космосу. До її повноважень належить створення наземних станцій для прийому супутникових даних, створення продуктів даних, поширення їх серед користувачів, розробка методик для програм дистанційного зондування, включаючи підтримку ліквідації наслідків надзвичайних ситуацій, геопросторові послуги [20]. Вказані повноваження Центр здійснює на підставі договору з Департаментом космосу. Більше того, здійснювати закупівлю в іноземних постачальників даних ДЗЗ та їхнє розповсюдження в Індії уповноважені лише Національний центр дистанційного зондування та державна компанія Antrix Corporation Ltd, причому остання визначає умови таких договорів. Крім того, вона має повноваження щодо отримання заяв про надання ліцензії на придбання та розповсюдження даних IRS за межами Індії; розгляду та прийняття рішень про надання ліцензії; в рамках політики Уряду та від імені Уряду укладати ліцензійні угоди з потенційними користувачами, а також стягувати збори за надання ліцензій, які вона вважатиме за потрібне.

Remote Sensing Data Policy визначає обов'язковість отримання ліцензії та\чи дозволу на управління супутником ДЗЗ та отримання і розповсюдження даних ДЗЗ від Департаменту космосу. Уряд визначається єдиним та ексклюзивним власником усіх даних, отриманих від системи супутників IRS. При цьому інші користувачі можуть отримати ліцензію на використання цих даних та обробляти супутникові дані, надаючи їм додаткової цінності. Уряд залишає за собою право здійснювати контроль над розподілом даних із IRS або будь-якого ін-

шого індійського супутника ДЗЗ, якщо вважає, що цього вимагають національна безпека та/або міжнародні зобов'язання та / або зовнішня політика Уряду. Свобода розповсюдження даних встановлюється залежно від розрізняльної здатності зображень: до 1 м — поширюються на недискримінаційній основі та «за потребою», а менше — можуть бути перевірені та видалені до моменту розповсюдження, але якщо вони й надаються, то щодо таких даних укладаються договори щодо нерозголошення чи продажу, залежно від суб'єкта, якому вони надаються [51].

Вся інформація, яка зберігається чи обробляється на базі публічного чи приватного підприємства, установи, організації, є їхньою власністю. Різні типи даних поділяються на ті, які підлягають розповсюдженню, та ті, що такому не підлягають. Останні надаються виключно на підставі дозволу [45]. Відповідно до нової редакції National Data Sharing and Accessibility Policy, всім користувачам надається всесвітня неексклюзивна ліцензія на користування, переробку, публікацію, показ, додавання вартості з законними комерційними та некомерційними цілями щодо всіх доступних для обміну нечутливих даних, які створені за державні кошти різними установами уряду Індії, та протягом дії таких прав. Для цього користувачам необхідно вказати лише постачальника, дату отримання даних та їхній ідентифікатор. Наслідком невиконання таких умов є втрата ліцензії. Постачальники заохочуються до постійного оновлення даних, але не зобов'язуються до цього, навіть не несуть відповідальності за будь-які прямі, непрямі, випадкові наслідки чи шкоду, спричинені використанням їхніх даних згідно з цією ліцензією [44]. По суті зміст цієї ліцензії цілком відповідає розглянутій вище ліцензії, яка використовується в Австралії та Новій Зеландії.

ВИСНОВКИ

Проаналізувавши досвід провідних космічних держав світу і двох регіональних об'єднань, ми маємо підстави зробити такі висновки.

А. Наявні у світі національні моделі правового регулювання діяльності з ДЗЗ сильно різняться і є відображенням низки чинників:

- особливостей та ступеня розвиненості відповідної предметної сфери правового регулювання;

- періоду запровадження спеціального регулювання у цій сфері (від спеціального законодавства США 1992 р. до останніх законів Японії, Австралії, Нової Зеландії та ін.);

- переважного характеру національної діяльності з ДЗЗ (публічна, приватна чи змішана);

- загальних засад розвитку національних правових систем, співвідношенням її ключових елементів та правотворчими традиціями.

Тому жодна з діючих у світі правових моделей регулювання відносин з ДЗЗ не може бути взята в комплексі за взірць і перенесена на тло правової системи України. Ми можемо вести мову лише про рецепцію загальних ідей, структури, елементів безпосереднього регулювання різних держав, які вважаємо гідними для запозичення у процесі формування відповідного законодавства в Україні.

Б. Перше питання, на яке ми намагалися отримати відповідь, аналізуючи зарубіжний досвід, носило формально-юридичний характер: чи варто приймати спеціальний закон щодо діяльності з ДЗЗ, чи достатньо обмежитись відокремленням регулюванням в рамках загального космічного законодавства. Як було продемонстровано, різні країни по-різному підійшли до вирішення цього питання. Вважаємо, що для України найбільш адаптованою структурною формою регулювання таких відносин є спеціальний розділ у профільному Законі «Про космічну діяльність», прийняття нової редакції якого вважаємо цілком назрілим і своєчасним. Такий підхід забезпечить єдність термінології, що використовується у сфері космічної діяльності, йтиме в руслі систематизації відповідного законодавства, що кореспондує загальній сучасній тенденції розвитку всіх галузей законодавства України.

В. У законодавстві про ДЗЗ в Україні слід окреслити основні сфери застосування діяльності з ДЗЗ, залишивши відповідний перелік не остаточним, а відкритим, який може доповнюватись новими потребами потенційних споживачів послуг з ДЗЗ. Водночас цей перелік має слугувати орієнтиром як для тих споживачів, які вже сьогодні користуються послугами з ДЗЗ, так

і для тих, які поки не усвідомлюють для себе переваг використання таких послуг.

Г. На окремих змістовних елементах правового забезпечення ефективної діяльності з ДЗЗ в Україні ми наголосили в процесі розгляду різних національних моделей відповідного регулювання. Однак окремі з них хочемо підкреслити в узагальненому вигляді.

1. Допуск до діяльності з експлуатації космічного апарата ДЗЗ та прийому необроблених даних суб'єктів, які за ознакою громадянства чи господарської діяльності пов'язані з Україною, має здійснюватися на підставі дозволів/ліцензій, для отримання яких заявник має надати детальну інформацію щодо: а) своєї господарської діяльності, яка обов'язково має включати дані про іноземних контрагентів та іноземних суб'єктів, які володіють часткою в статутному капіталі заявника; б) безпечних каналів передачі даних, кодування та інших захисних механізмів; в) деталей експлуатації космічного об'єкту на орбіті, плану його видалення після завершення експлуатації (для операторів космічних об'єктів) тощо. Перевірка таких даних повинна бути оперативною та максимально виключати дискреційні повноваження суб'єктів владних повноважень, які видають дозвіл/ліцензію.

2. Необхідно в правовому порядку забезпечити здійснення постійного поточного контролю діяльності, на яку видано дозвіл/ліцензію.

3. Обов'язковим для запровадження є оперативний експортний контроль даних чи отриманої на їхній основі інформації, яка передається іноземним суб'єктам. З огляду на спільність ознак ринків послуг з ДЗЗ, ми вважаємо за доцільне взяти в цій частині за основу відповідну модель Німеччини.

4. Слід передбачити інституційну взаємоузгоджену структуру органів, задіяних в управлінні вказаною сферою, ланками якої в наших умовах можуть стати: ДКАУ — щодо науково-технічного забезпечення діяльності з ДЗЗ; МЕРТ — в частині регулювання цього виду господарської діяльності, забезпечення якості створеного продукту та економічної безпеки держави, зокрема з використанням механізмів експортного контролю; Міністерство оборони — в частині контролю

дотримання суб'єктами у сфері відносин з ДЗЗ національної безпеки та оборони, Міністерство закордонних справ — щодо дотримання відповідними суб'єктами міжнародних, зокрема експортних, зобов'язань України.

5. Надання даних ДЗЗ та/або створеної на їхній основі інформації має здійснюватися на безоплатній чи недискримінаційній основі для суб'єктів реалізації публічних інтересів.

6. Механізми охорони прав інтелектуальної власності щодо даних ДЗЗ та створеної на їхній основі інформації мають бути закріплені у спеціальному законодавстві, що регулює відносини інтелектуальної власності. При цьому, зокрема, для публічно відкритих даних ДЗЗ та створеної на їхній основі інформації можна було б скористатися досвідом щодо міжнародної ліцензії Creative Commons Attribution 4.0.

ЛІТЕРАТУРА

1. Беларусь и Россия утвердили облик второго белорусского спутника дистанционного зондирования Земли: ГИС ассоциация. URL: <http://www.gisa.ru/121378.html> (дата звернення: 13.12.2019).
2. Дистанционное зондирование Земли: Официальный сайт Роскосмоса. URL: <https://www.roscosmos.ru/24707/> (дата звернення: 13.12.2019).
3. Об определении оператора федерального фонда данных дистанционного зондирования Земли из космоса и его полномочий: Постановление Правительства Российской Федерации от 31 мая 2019 года № 689. URL: <http://docs.cntd.ru/document/554729776> (дата звернення: 13.12.2019).
4. Об утверждении Правил взаимодействия федерального фонда данных дистанционного зондирования Земли из космоса с другими государственными фондами: Постановление от 24 августа 2019 г. № 1088. URL: <http://static.government.ru/media/files/xhAEgnkQyH8FVz1ZUX3yIvHQhpX97IC7.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
5. Об утверждении Правил создания и ведения федерального фонда данных дистанционного зондирования Земли из космоса и Правил передачи федеральными органами исполнительной власти, подведомственными им бюджетными и казенными учреждениями копий данных дистанционного зондирования Земли из космоса для включения в федеральный фонд данных дистанционного зондирования Земли из космоса: Постановление Правительства РФ от 24 августа 2019 г. № 1086. URL: <http://static.government.ru/media/files/N473ghmU0MxosIldWmUU5TvfFvYNbA.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
6. Об утверждении Положения о планировании космических съемок, приеме, обработке, хранении и распространении данных дистанционного зондирования Земли с космических аппаратов гражданского назначения высокого (менее 2 метров) разрешения: Постановление Правительства РФ от 10 июня 2005 г. № 370. URL: <http://ivo.garant.ru/#/document/188285/paragraph/1654:0> (дата звернення: 13.12.2019).
7. Об утверждении Положения о порядке и особенностях предоставления данных дистанционного зондирования Земли из космоса, получаемых с космических аппаратов: Постановление от 24 августа 2019 г. № 1087. URL: <http://static.government.ru/media/files/AIT6bhVKAIBovvHWavLHsflyIWD9MiB6.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
8. О космической деятельности: Закон Республики Казахстан (с изменениями и дополнениями по состоянию на 11.04.2019 г.). URL: https://online.zakon.kz/document/?doc_id=31112199#pos=87;-52 (дата звернення: 13.12.2019).
9. Про внесення змін до деяких законодавчих актів України щодо державного регулювання космічної діяльності: Закон України. URL: https://w1.c1.rada.gov.ua/pls/zweb2/webproc4_1?pf3511=66298 (дата звернення: 13.12.2019).
10. Проект космической межгоспрограммы утвержден на заседании Консультативного комитета по промышленности ЕЭК. URL: <http://www.eurasiancommission.org/ru/nae/news/Pages/19-07-2018-1.aspx> (дата звернення: 13.12.2019).
11. Про затвердження Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України на 2013—2017 роки: Закон України. URL: https://www.kmu.gov.ua/storage/app/sites/1/17-civik-2018/zvit_2018/zvit_KOsmos_2018.pdf (дата звернення: 13.12.2019).
12. Про затвердження Положення щодо конкурсного відбору проектів для державного стимулювання створення і використання винаходів (корисних моделей) та промислових зразків: Наказ МЕРТ № 1879 від 12.12.2018
13. Про підприємництво: Закон України (ст. 4). URL: <https://zakon.rada.gov.ua/laws/main/698-12> (дата звернення: 13.12.2019).
14. Про схвалення Концепції Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України на 2018—2022 роки: Розпорядження КМУ від 5 вересня 2018 р. № 629-р. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/rada/main/629-2018-%D1%80> (дата звернення: 13.12.2019).
15. Публичная лицензия Creative Commons с указанием авторства версии 4.0 Международная. URL: <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/legalcode.ru#s6a> (дата звернення: 13.12.2019).

16. Совместный приказ Министра по инвестициям и развитию Республики Казахстан от 20 июня 2016 года № 511 и Министра обороны Республики Казахстан от 27 июня 2016 года № 313 «Об утверждении Правил планирования космических съемок, получения, обработки и распространения данных дистанционного зондирования Земли из космоса национальным оператором космической системы дистанционного зондирования Земли». URL: https://online.zakon.kz/document/?doc_id=32490347#pos=2;-50 (дата звернення: 13.12.2019).
17. О создании федерального фонда данных дистанционного зондирования Земли из космоса: Федеральный закон от 7 марта 2018 г. № 46-ФЗ. URL: <http://static.kremlin.ru/media/acts/files/0001201803070029.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
18. О ратификации соглашения об осуществлении совместной деятельности государств-участников содружества независимых государств в области исследования и использования космического пространства в мирных целях: Федеральный закон от 4 ноября 2019 г. № 349-ФЗ. URL: <https://www.garant.ru/hotlaw/federal/1302292/> (дата звернення: 13.12.2019).
19. Центр космической системы дистанционного зондирования Земли Республики Казахстан. URL: https://www.gharysh.kz/AboutKA_DZZ/ (дата звернення: 13.12.2019).
20. About NRSC. URL: https://www.nrsc.gov.in/Aboutus_NRSC (дата звернення: 13.12.2019).
21. ACCRES Response to the American Space Commerce Free Enterprise Act Commercial Remote Sensing Provisions: ACCRES Meeting August 24, 2017. URL: https://www.nesdis.noaa.gov/CRSRA/files/ACCRES_Response_to_the_FEA_Group.pdf (дата звернення: 13.12.2019).
22. Action Plan — Accelerating Change, 2026 Spatial Industry Transformation and Growth Agenda. URL: <https://2026agenda.com.files.wordpress.com/2019/04/2026-agenda-action-plan-2019-update-for-release.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
23. Advancing Space: Australian Civil Space Strategy 2019—2028. URL: <https://publications.industry.gov.au/publications/advancing-space-australian-civil-space-strategy-2019-2028.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
24. Attributing LINZ data. URL: <https://www.linz.govt.nz/data/licensing-and-using-data/attributing-linz-data> (дата звернення: 13.12.2019).
25. Australian Earth Observation Community Plan 2026. URL: https://drive.google.com/file/d/0B-U_Sea6EB8_TWWhrc2V-VbmRod2c/view (дата звернення: 13.12.2019).
26. CFR 15 Part 960 Licensing of Private Land Remote-Sensing Space Systems; Final Rule; Part III: Department of Commerce. URL: <https://www.nesdis.noaa.gov/CRSRA/files/15%20CFR%20Part%20960%20Regs%202006.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
27. Constitution of Earth Observation Australia Inc Association. URL: <https://static1.squarespace.com/static/59b76501914e6bd226708d7a/t/5d3a694567b0de00017d56ac/1564109128589/EOA+Inc+Constitution+V1.1+11072019.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
28. Copyright and Disclaimer Notice. URL: <https://www.ga.gov.au/copyright> (дата звернення: 13.12.2019).
29. Data Reception, Transmission, and Processing/ Government of Canada. URL: <https://www.nrcan.gc.ca/maps-tools-publications/satellite-imagery-air-photos/remote-sensing-tutorials/satellites-sensors/data-reception-transmission-and-processing/9327> (дата звернення: 13.12.2019).
30. Décret n° 2013-654 du 19 juillet 2013 relatif à la surveillance de l'activité des exploitants primaires de données d'origine spatiale, n°0168 du 21 juillet 2013 page 12190, texte n° 2. URL: <https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?cidTexte=JORFTEXT000027731447&categorieLien=id> (дата звернення: 13.12.2019).
31. Décret n° 2009-640 du 9 juin 2009 portant application des dispositions prévues au titre VII de la loi n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales, Version consolidée au 24 novembre 2019. URL: https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?sessionId=0831233629D5FC1939EF81C06A7CE649.tplgfr33s_2?cidTexte=JORFTEXT000020719167&dateTexte=20191124 (дата звернення: 13.12.2019).
32. Digital Earth Australia: An introduction for industry. URL: http://www.ga.gov.au/_data/assets/pdf_file/0008/54458/DEA-Industry-Factsheet.pdf (дата звернення: 13.12.2019).
33. Dunk F. G. von der. European Satellite Earth Observation: Law, Regulations, Policies, Projects, and Programmes. Space, Cyber, and Telecommunications Law Program Faculty Publications. 2009. P. 397—445.
34. Earth observation technology in New Zealand, Report No. 3229, 25 September 2018. URL: <https://static1.squarespace.com/static/59f0e98fe54efc487ec7446/t/5bfb61d56d2a73887b94006d/1543201250091/Earth+Observation+in+NZ.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
35. Evaluation of the Impact of European Space Policy on European Space Manufacturing and the Services Industry, Centre for Strategy and Evaluation Services of UK, Final Report, Appendices A- I, August 23rd, 2012 P. 14—28. URL: http://publications.europa.eu/resource/cellar/03e09fc7-d9bf-440f-8dbc-e5730b176c5b.0001.01/DOC_1 (дата звернення: 13.12.2019).
36. Geoscience Australia and FAIR data principles. URL: <https://www.ga.gov.au/data-pubs/datastandards/fairdata> (дата звернення: 13.12.2019).

37. H.R.2809 — Draft of American Space Commerce Free Enterprise Act (Senate - 04/25/2018 Received in the Senate and Read twice and referred to the Committee on Commerce, Science, and Transportation). URL: <https://www.congress.gov/bill/115th-congress/house-bill/2809> (дата звернення: 13.12.2019).
38. H.R.6133 — Land Remote Sensing Policy Act of 1992. URL: <https://www.congress.gov/bill/102nd-congress/house-bill/6133/text> (дата звернення: 13.12.2019).
39. Japan: Two Outer Space-Related Laws Enacted. URL: <http://www.loc.gov/law/foreign-news/article/japan-two-outer-space-related-laws-enacted/> (дата звернення: 13.12.2019).
40. Laws Applicable to Remote Sensing\ ANGELS Aeropace. URL: <https://spacelaws.com/articles/laws-applicable-to-remote-sensing-activities/> (дата звернення: 13.12.2019).
41. LOI n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales. Version consolidée au 24 novembre 2019. URL: <https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?cidTexte=JORFTEXT000018931380> (дата звернення: 13.12.2019).
42. Matthew James Australia in Orbit: Space Policy and Programs. URL: https://www.aph.gov.au/About_Parliament/Parliamentary_Departments/Parliamentary_Library/Publications_Archive/CIB/CIB9798/98cib12 (дата звернення: 13.12.2019).
43. National Data Security Policy for Space-Based Earth Remote Sensing Systems: The law became effective on 01 December 2007. URL: https://www.bmwi.de/Redaktion/DE/Downloads/S-T/satdsig-hintergrund-en.pdf?__blob=publicationFile&v=1 (дата звернення 13.12.2019).
44. National Data Sharing and Accessibility Policy: Government Open Data License 2017. URL: <https://web.archive.org/web/20180226073715/http://egazette.nic.in/WriteReadData/2017/174146.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
45. National Data Sharing and Accessibility Policy (NSDAP) 2012. URL: https://dst.gov.in/sites/default/files/nsdi_gazette_0.pdf (дата звернення: 13.12.2019).
46. New Zealand Space Agency Invests NZ \$3M In Six Kiwi New Space Companies Through Catalyst Strategic Space Fund. URL: <https://spacewatch.global/2019/11/new-zealand-space-agency-invests-nz3m-in-six-kiwi-new-space-companies-through-catalyst-strategic-space-fund/> (дата звернення: 13.12.2019).
47. Op-ed | Why Congress must enact commercial remote sensing reforms by U.S. Rep. Brian Babin — August 1, 2019. URL: <https://spacenews.com/op-ed-why-congress-must-enact-commercial-remote-sensing-reforms/> (дата звернення: 13.12.2019).
48. Outer Space and High-altitude Activities Act 2017, 2017. № 29. URL: <http://www.legislation.govt.nz/act/public/2017/0029/latest/whole.html#DLM6966282> (дата звернення: 13.12.2019).
49. Proposal for a regulation of the European Parliament and of the Council establishing the space programme of the Union and the European Union Agency for the Space Programme and repealing Regulations (EU) No 912/2010, (EU) No 1285/2013, (EU) No 377/2014 and Decision 541/2014/EU: Brussels, 6.6.2018 COM(2018) 447 final 2018/0236 (COD). URL: https://eur-lex.europa.eu/resource.html?uri=cellar:33f7d93e-6af6-11e8-9483-01aa75ed71a1.0003.03/DOC_1&format=PDF (дата звернення: 13.12.2019).
50. Ram S. Jakhu, Kerkonian Aram Daniel Independent Review of the Remote Sensing Space Systems Act, Institute of Air and Space Law Faculty of Law McGill University, 17 February 2017. URL: https://www.international.gc.ca/arms-armes/assets/pdfs/2017_review_of_remote_sensing_space_systems_act.pdf (дата звернення: 13.12.2019).
51. Remote Sensing Data Policy (RSDP — 2011). URL: https://www.indiawaterportal.org/sites/indiawaterportal.org/files/Remote_sensing_data_policy_2011_released_by_ISRO.pdf (дата звернення: 13.12.2019).
52. Remote Sensing Research Centre. URL: <https://www.rsrc.org.au/about-us> (дата звернення: 13.12.2019).
53. Remote Sensing Space Systems Act. S. C. 2005. Current to August 28, 2019, Last amended on April 5, 2007. URL: <https://laws-lois.justice.gc.ca/PDF/R-5.4.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
54. Remote Sensing Space Systems Regulations, SOR/2007-66, Current to August 28, 2019, Last amended on April 5, 2007. URL: <https://laws-lois.justice.gc.ca/PDF/SOR-2007-66.pdf> (дата звернення: 13.12.2019).
55. Republic of Korea Space Development Promotion Act, Law Number 7538 May 31, 2005. URL: https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/nationalspacelaw/republic_of_korea/space_development_promotions_actE.html (дата звернення: 13.12.2019).
56. Title 15 - Commerce and Foreign Trade. Subtitle B - Regulations Relating to Commerce and Foreign Trade (Continued). Chapter ix - national oceanic and atmospheric administration, department of commerce. subchapter d - general regulations of the environmental data service. part 960 - licensing of private remote sensing systems. Subpart B — Licenses. URL: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/CFR-2019-title15-vol3/xml/CFR-2019-title15-vol3-sec960-11.xml> (дата звернення: 13.12.2019).

Стаття надійшла до редакції 13.12.2019

REFERENCES

1. Belarus and Russia approved the appearance of the second Belarusian satellite for remote sensing of the Earth: GIS association. URL: <http://www.gisa.ru/121378.html> (Last accessed: 13.12.2019).
2. Remote sensing of the Earth: Roscosmos official website. URL: <https://www.roscosmos.ru/24707/> (Last accessed: 13.12.2019).
3. On the definition of the operator of the federal fund for remote sensing Earth data from space and its powers: Decree of the Government of the Russian Federation of May 31, 2019 No. 689. URL: <http://docs.cntd.ru/document/554729776> (Last accessed: 13.12.2019).
4. On approval of the Rules for the interaction of the federal fund for remote sensing Earth data from space with other state funds: Decree of August 24, 2019 No. 1088. URL: <http://static.government.ru/media/files/xhAEgnkQyH8FVz1ZUX3y-lvHQhpX97IC7.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
5. On approval of the Rules for the creation and maintenance of a federal fund for remote sensing Earth data from space and the Rules for the transfer by federal executive bodies subordinate to them of budgetary and state institutions of copies of remote sensing Earth data from space for inclusion in the federal fund for remote sensing data from space: Resolution Government of the Russian Federation of August 24, 2019 No. 1086. URL: <http://static.government.ru/media/files/N473gh-mU0MxosIildWmUU5TvefFvYNbA.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
6. On approval of the Regulation on the planning of satellite imagery, reception, processing, storage and dissemination of Earth remote sensing data from civilian spacecraft of high (less than 2 meters) resolution: Decree of the Government of the Russian Federation of June 10, 2005 No. 370. URL: http://ivo.garant.ru/#/document/188285/paragraph/1654_b (Last accessed: 13.12.2019).
7. On approval of the Regulation on the procedure and features for the provision of Earth remote sensing data from space received from spacecraft: Resolution of August 24, 2019 No. 1087. URL: <http://static.government.ru/media/files/AIT6bh-VKAIBovvHWavLHsflyIWD9MiB6.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
8. On space activities: Law of the Republic of Kazakhstan (as amended on April 11, 2019). URL: https://online.zakon.kz/document/?doc_id=31112199#pos=87;-52 (Last accessed: 13.12.2019).
9. On amendments to some legislative acts of Ukraine on state regulation of space activity: Law of Ukraine. URL: https://w1.c1.rada.gov.ua/pls/zweb2/webproc4_1?pf3511=66298 (Last accessed: 13.12.2019).
10. The draft inter-state space program was approved at a meeting of the ECE Industry Advisory Committee. URL: <http://www.eurasiancommission.org/en/nae/news/Pages/19-07-2018-1.aspx> (Last accessed: 13.12.2019).
11. On approval of the National Target Scientific and Technical Space Program of Ukraine for 2013-2017: Law of Ukraine. URL: https://www.kmu.gov.ua/storage/app/sites/1/17-civik-2018/zvit_2018/zvit_KOsmos_2018.pdf (Last accessed: 13.12.2019).
12. On approval of the Regulations on the competitive selection of projects for the state stimulation of the creation and use of inventions (utility models) and industrial designs: Order of the Ministry of Economy № 1879 of 12.12.2018
13. On Entrepreneurship: Law of Ukraine (Article 4): <https://zakon.rada.gov.ua/laws/main/698-12> (Last accessed: 13.12.2019).
14. On approval of the Concept of the National Target Scientific and Technical Space Program of Ukraine for 2018-2022: CMU Order of September 5, 2018 № 629-p. URL: <https://zakon.rada.gov.ua/rada/main/629-2018-%D1%80> (Last accessed: 13.12.2019).
15. Public license Creative Commons Authorship version 4.0 International. URL: <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/legalcode.ru#s6a> (Last accessed: 13.12.2019).
16. Joint order of the Minister of Investment and Development of the Republic of Kazakhstan dated June 20, 2016 No. 511 and the Minister of Defense of the Republic of Kazakhstan dated June 27, 2016 No. 313 “On approval of the Rules for planning satellite imagery, receiving, processing and disseminating data of remote sensing of the Earth from outer space by the national the operator of the space system for remote sensing of the Earth”. URL: https://online.zakon.kz/document/?doc_id=32490347#pos=2;-50 (Last accessed: 13.12.2019).
17. Federal Law on the Creation of a Federal Fund for Remote Sensing Earth Data from Space: Federal Law of March 7, 2018 No. 46-ФЗ. URL: <http://static.kremlin.ru/media/acts/files/0001201803070029.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
18. Federal law of November 4, 2019 n 349-ФЗ “On ratification of the agreement on the implementation of joint activities of the member states of the Commonwealth of Independent States in the field of the peaceful exploration and use of outer space”. URL: <https://www.garant.ru/hotlaw/federal/1302292/> (Last accessed: 13.12.2019).
19. Center of the space system for remote sensing of the Earth of the Republic of Kazakhstan. URL: https://www.gharysh.kz/AboutKA_DZZ/ (Last accessed: 13.12.2019).
20. About NRSC. URL: https://www.nrsc.gov.in/Aboutus_NRSC (Last accessed: 13.12.2019).

21. ACCRES Response to the American Space Commerce Free Enterprise Act Commercial Remote Sensing Provisions: ACCRES Meeting August 24, 2017. URL: https://www.nesdis.noaa.gov/CRSRA/files/ACCRES_Response_to_the_FEA_Group.pdf (Last accessed: 13.12.2019).
22. Action Plan—Accelerating Change, 2026 Spatial Industry Transformation and Growth Agenda. URL: <https://2026agendacom.files.wordpress.com/2019/04/2026-agenda-action-plan-2019-update-for-release.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
23. Advancing Space: Australian Civil Space Strategy 2019—2028. URL: <https://publications.industry.gov.au/publications/advancing-space-australian-civil-space-strategy-2019—2028.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
24. Attributing LINZ data. URL: <https://www.linz.govt.nz/data/licensing-and-using-data/attributing-linz-data> (Last accessed: 13.12.2019).
25. Australian Earth Observation Community Plan 2026. URL: https://drive.google.com/file/d/0B-U_Sea6EB8_TWWhrc2V-VbmRod2c/view
26. CFR 15 Part 960 Licensing of Private Land Remote-Sensing Space Systems; Final Rule; Part III: Department of Commerce. URL: <https://www.nesdis.noaa.gov/CRSRA/files/15%20CFR%20Part%20960%20Regs%202006.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
27. Constitution of Earth Observation Australia Inc Association. URL: <https://static1.squarespace.com/static/59b76501914e6bd226708d7a/t/5d3a694567b0de00017d56ac/1564109128589/EOA+Inc+Constitution+V1.1+11072019.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
28. Copyright and Disclaimer Notice. URL: <https://www.ga.gov.au/copyright> (Last accessed: 13.12.2019).
29. Data Reception, Transmission, and Processing/ Government of Canada. URL: <https://www.nrcan.gc.ca/maps-tools-publications/satellite-imagery-air-photos/remote-sensing-tutorials/satellites-sensors/data-reception-transmission-and-processing/9327> (Last accessed: 13.12.2019).
30. Décret n° 2013-654 du 19 juillet 2013 relatif à la surveillance de l'activité des exploitants primaires de données d'origine spatiale, n°0168 du 21 juillet 2013 page 12190, texte n° 2. URL: <https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?cidTexte=JORFTEXT000027731447&categorieLien=id> (Last accessed: 13.12.2019).
31. Décret n° 2009-640 du 9 juin 2009 portant application des dispositions prévues au titre VII de la loi n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales, Version consolidée au 24 novembre 2019. URL: https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do;jsessionid=0831233629D5FC1939EF81C06A7CE649.tplgfr33s_2?cidTexte=JORFTEXT000020719167&dateTexte=20191124 (Last accessed: 13.12.2019).
32. Digital Earth Australia: An introduction for industry. URL: http://www.ga.gov.au/__data/assets/pdf_file/0008/54458/DEA-Industry-Factsheet.pdf (Last accessed: 13.12.2019).
33. Dunk F. G. von der. (2009). European Satellite Earth Observation: Law, Regulations, Policies, Projects, and Programmes. Space, Cyber, and Telecommunications Law Program Faculty Publications.
34. Earth observation technology in New Zealand, Report No. 3229, 25 September 2018. URL: <https://static1.squarespace.com/static/59f0e98ffe54efc487ec7446/t/5bfb61d56d2a73887b94006d/1543201250091/Earth+Observation+in+NZ.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
35. Evaluation of the Impact of European Space Policy on European Space Manufacturing and the Services Industry, Centre for Strategy and Evaluation Services of UK, Final Report, Appendices A- I, August 23rd, 2012. URL: http://publications.europa.eu/resource/cellar/03e09fc7-d9bf-440f-8dbc-e5730b176c5b.0001.01/DOC_1 (Last accessed: 13.12.2019).
36. Geoscience Australia and FAIR data principles. URL: <https://www.ga.gov.au/data-pubs/datastandards/fairdata> (Last accessed: 13.12.2019).
37. H. R. 2809 — Draft of American Space Commerce Free Enterprise Act (Senate — 04/25/2018 Received in the Senate and Read twice and referred to the Committee on Commerce, Science, and Transportation). URL: <https://www.congress.gov/bill/115th-congress/house-bill/2809> (Last accessed: 13.12.2019).
38. H. R. 6133 — Land Remote Sensing Policy Act of 1992. URL: <https://www.congress.gov/bill/102nd-congress/house-bill/6133/text> (Last accessed: 13.12.2019).
39. Japan: Two Outer Space-Related Laws Enacted. URL: <http://www.loc.gov/law/foreign-news/article/japan-two-outer-space-related-laws-enacted/> (Last accessed: 13.12.2019).
40. Laws Applicable to Remote Sensing\ ANGELS Aeropace. URL: <https://spacelaws.com/articles/laws-applicable-to-remote-sensing-activities/> (Last accessed: 13.12.2019).
41. LOI n° 2008-518 du 3 juin 2008 relative aux opérations spatiales, Version consolidée au 24 novembre 2019. URL: <https://www.legifrance.gouv.fr/affichTexte.do?cidTexte=JORFTEXT000018931380> (Last accessed: 13.12.2019).
42. Matthew James Australia in Orbit: Space Policy and Programs. URL: https://www.aph.gov.au/About_Parliament/Parliamentary_Departments/Parliamentary_Library/Publications_Archive/CIB/CIB9798/98cib12 (Last accessed: 13.12.2019).

43. National Data Security Policy for Space-Based Earth Remote Sensing Systems: The law became effective on 01 December 2007. URL: https://www.bmw.de/Redaktion/DE/Downloads/S-T/satdsig-hintergrund-en.pdf?__blob=publicationFile&v=1 (Last accessed: 13.12.2019).
44. National Data Sharing and Accessibility Policy: Government Open Data License 2017. URL: <https://web.archive.org/web/20180226073715/http://egazette.nic.in/WriteReadData/2017/174146.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
45. National Data Sharing and Accessibility Policy (NSDAP) 2012. URL: https://dst.gov.in/sites/default/files/nsdi_gazette_0.pdf (Last accessed: 13.12.2019).
46. New Zealand Space Agency Invests NZ \$3M In Six Kiwi New Space Companies Through Catalyst Strategic Space Fund. URL: <https://spacewatch.global/2019/11/new-zealand-space-agency-invests-nz3m-in-six-kiwi-new-space-companies-through-catalyst-strategic-space-fund/> (Last accessed: 13.12.2019).
47. Op-ed | Why Congress must enact commercial remote sensing reforms by U.S. Rep. Brian Babin — August 1, 2019. URL: <https://spacenews.com/op-ed-why-congress-must-enact-commercial-remote-sensing-reforms/> (Last accessed: 13.12.2019).
48. Outer Space and High-altitude Activities Act 2017, 2017 No. 29. URL: <http://www.legislation.govt.nz/act/public/2017/0029/latest/whole.html#DLM6966282> (Last accessed: 13.12.2019).
49. Proposal for a regulation of the European Parliament and of the Council establishing the space programme of the Union and the European Union Agency for the Space Programme and repealing Regulations (EU) No. 912/2010, (EU) No. 1285/2013, (EU) No. 377/2014 and Decision 541/2014/EU: Brussels, 6.6.2018 COM(2018) 447 final 2018/0236 (COD). URL: https://eur-lex.europa.eu/resource.html?uri=cellar:33f7d93e-6af6-11e8-9483-01aa75ed71a1.0003.03/DOC_1&format=PDF (Last accessed: 13.12.2019).
50. Ram S. Jakhu, Aram Daniel Kerkonian Independent Review of the Remote Sensing Space Systems Act, Institute of Air and Space Law Faculty of Law McGill University, 17 February 2017. URL: https://www.international.gc.ca/arms-armes/assets/pdfs/2017_review_of_remote_sensing_space_systems_act.pdf (Last accessed: 13.12.2019).
51. Remote Sensing Data Policy (RSDP — 2011). URL: https://www.indiawaterportal.org/sites/indiawaterportal.org/files/Remote_sensing_data_policy_2011_released_by_ISRO.pdf (Last accessed: 13.12.2019).
52. Remote Sensing Research Centre: <https://www.rsrc.org.au/about-us> (Last accessed: 13.12.2019).
53. Remote Sensing Space Systems Act, S.C. 2005, c. 45, Current to August 28, 2019, Last amended on April 5, 2007. URL: <https://laws-lois.justice.gc.ca/PDF/R-5.4.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
54. Remote Sensing Space Systems Regulations, SOR/2007-66, Current to August 28, 2019, Last amended on April 5, 2007. URL: <https://laws-lois.justice.gc.ca/PDF/SOR-2007-66.pdf> (Last accessed: 13.12.2019).
55. Republic of Korea Space Development Promotion Act, Law Number 7538 May 31, 2005. URL: https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/nationalspacelaw/republic_of_korea/space_development_promotions_actE.html (Last accessed: 13.12.2019).
56. Title 15 — Commerce and Foreign Trade. Subtitle B - Regulations Relating to Commerce and Foreign Trade (Continued). Chapter ix - national oceanic and atmospheric administration, department of commerce. subchapter d - general regulations of the environmental data service. part 960 - licensing of private remote sensing systems. Subpart B — Licenses. URL: <https://www.govinfo.gov/content/pkg/CFR-2019-title15-vol3/xml/CFR-2019-title15-vol3-sec960-11.xml> (Last accessed: 13.12.2019).

Received 13.12.2019

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

E-mail: nataliia_malysheva@ukr.net

orcid: 0000-0001-6630-227X

A. M. Hurova, Research Fellow of the Department of Agrarian Law, Land Law, Environmental Law and Space Law, of the Koretsky Institute of State and Law National Academy of Sciences of Ukraine, PhD in Law.

E-mail: a.m.hurova@gmail.com

orcid: 0000-0003-4134-761X

V. M. Koretsky Institute of State and Law National Academy of Sciences of Ukraine

4 Triokhsviatytska Str., Kyiv, 01601 Ukraine

MODELS OF LEGAL REGULATION OF THE REMOTE SENSING ACTIVITIES IN THE WORLD: EXPERIENCE FOR UKRAINE

The article deals with the legal approaches to the regulation of the activity for the Earth's remote sensing (ERS) in more than 10 countries with various models of the market of relevant services. The experience of some countries has been analyzed in the context of the development within the framework of regional cooperation of the European Union and the Commonwealth of Independent States. The review of the legal model of the ERS regulation was carried out, taking into account its public or private nature and the degree of development of the market for related services. The review covered the study of the following blocks of issues: organizational and institutional structure of ensuring appropriate relations, data dissemination policy, permitting regulation of the ERS activity, protection of intellectual property for the products of the ERS. Based on the analysis, some recommendations were made to regulate the relevant relations in Ukraine.

Keywords: Earth's remote sensing, legal regulation, national legislation, data, information, public and private interests, licensing, remote sensing services' market.