КНіТ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ

Том 27
3(130)
2021

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Моніторинг космічного простору і космічне сміття

Alpatov A. P., Goldshtein Yu. M. Assessment of perspectives for the orbital utilization of space debris 3

Лаврич Ю. М., Плаксін С. В., Погоріла Л. М., Бистров М. І. Деякі особливості прикладної надійності радіолокаційних станцій контролю космічного простору 13

Кожухов О. М. Перепускна спроможність оптичного телескопа для спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів 28

Васильєв В. В., Годунок Л. Я., Матвієнко С. А. Орбітальний сервіс — крок до подальшого освоєння навколоземного космосу 39

Космічне приладобудування

Колобродов В. Г., Лихоліт М. І., Тягур В. М., Пінчук Б. Ю., Луцюк М. М. Спотворення зображення в системах дистанційного зондування Землі при довільних кутах візування 51

Власенко В. П., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Ульянов О. М., Захаренко В. В., Паламар М. І., Чайковський А. В. Методика побудови первинної матриці похибок радіотелескопа РТ-32 в автоматизованому режимі 66

CONTENTS

Space Environment Monitoring and Space Debris

Alpatov A. P., Goldshtein Yu. M. Assessment of perspectives for the orbital utilization of space debris 3

Lavrich Yu. N., Plaksin S. V., Pogorelaja L. M., Bistrov N. I. Some features of the applied reliability of space control radar stations 13

Kozhukhov O. M. Throughput of the optical telescope for observation of LEO objects 28

Vasylyev V. V., Godunok L. A., Matviienko S. A. On-orbit servicing — a step towards further exploration of near-Earth space 39

Space Instruments

Kolobrodov V. G., Lykholit N. I., Tiagur V. M., Pinchuk B. Yu., Lutsiuk M. M. The distortion of images in remote sensing systems at arbitrary angles of sight 51

Vlasenko V. P., Mamarev V. M., Ozhinskyi V. V., Ulyanov O. M., Zakharenko V. V., Palamar M. I., Chaikovskyi A. V. Method of constructing the primary error matrix of the RT-32 radio telescope in an automated mode 66

© НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ, 2021

Космічні матеріали і технології

Кулик О. В., Желтов П. Н., Клименко С. В., Чабанов В. В. Автоматизована система безконтактного ультразвукового неруйнівного контролю якості корпусів ракетних двигунів твердого палива з композиційних матеріалів 76

Астрономія й астрофізика

Бушуєв Ф. І., Калюжний М. П., Куліченко М. О., Шульга О. В., Малиновський Є. В., Савчук С. Г., Янків-Вітковська Л. М., Грудинін Б. О. Становлення та розвиток української мережі радіоспостережень метеорів. 85

Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень

Гурова А. М., Малолітнева В. К. Інституційно-правова модель публічних закупівель продуктів дистанційного зондування Землі в Україні 93

Space Materials and Technologies

Kulyk O. V., Zheltov P. N., Klymenko S. V., Chabanov V. V. Automated system of contactless ultrasound nondestructive quality control of solid fuel rocket engines from composite materials 76

Astronomy and Astrophysics

Bushuev F. I., Kaliuzhnyi M. P., Kulichenko M. O., Shulga O. V., Malynovskyi Ye. V., Savchuk S. G., Yankiv-Vitkovska L. M., Hrudynin B. O. Formation and development of the Ukrainian network of meteor radio observations 85

Social Sciences in Space Exploration

Hurova A. M., Malolitneva V. K. Institutional and legal model for public procurement of products of Earth observation in Ukraine. 93

На першій сторінці обкладинки — 3D-модель рефлектора радіотелескопа РТ-32
(див. статтю Власенка В. П. та ін., С. 66—75)

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

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

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

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

Підписано до друку 25.06.2021. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 11,34. Обл.-вид. арк. 11,91. Тираж 100 прим. Зам. № 6352.

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

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

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.003
UDC 629.7

A. P. ALPATOV, Dr. Sci. in Tech., Corresponding member of the NAS of Ukraine, Professor
ORCID.org/0000-0003-4411-2250
E-mail: aalpatov@ukr.net
Yu. M. GOLDSHTEIN, Ph. D. in Tech., Senior Researcher
ORCID.org/0000-0002-3931-2680
E-mail: jura_gold@meta.ua

Institute of technical mechanics of NASU and SSAU
15 Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

ASSESSMENT OF PERSPECTIVES FOR THE ORBITAL UTILIZATION OF SPACE DEBRIS

Technogenic pollution of the near-Earth space by fragments of space debris of various sizes significantly limits the possibilities for implementing space activities and is a great danger to objects on Earth. Low orbits with heights up to 2000 km are particularly heavily clogged. The Inter-Agency Space Debris Coordination Committee recommends removing fragments of space debris from the area of working orbits. Currently, promising ways of space debris removal are considered: descent into the Earth's atmosphere, relocation to an orbit with a lifetime of less than twenty-five years, relocation to a utilization orbit, and orbital disposal. Orbital utilization considers space debris as a resource for the industry in orbit. The objectives of the article are to assess the perspectives for the orbital utilization of space debris and to develop a method for choosing the number and placement of safe recycling orbits in the area of low near-Earth orbits. The paper analyzes the prospects for the use of orbital utilization of space debris and the assessment of the possibilities of using orbital storage and subsequent reuse of dismantled space objects, instruments, and materials. A number of problems of planning and organizing the orbital utilization of space debris are formulated and solved. A method for determining safe orbits of space debris utilization in the area of low near-Earth orbits based on a criteria system developed. Using the developed method and software package, the possible orbits of space debris utilization in the area of low near-Earth orbits are determined. The lifetime of a space object in the utilization orbit, the stability of the orbit at a long time interval, and the energy consumptions for transferring the space object from the working orbit to the utilization orbit are estimated. The novelty of the obtained results lies in the development of a clustering technique for the orbits of utilized space debris objects and the development of a technique for selecting a possible orbit for the utilization of space debris in the area of low near-Earth orbits. The results obtained can be used in the planning and organization of the orbital utilization of space debris.

Keywords: *debris, removal, disposal, utilization, mathematical modeling.*

1. INTRODUCTION

Currently, the accumulation of space debris in near-Earth orbits is a significant problem. In accordance with the guidelines of the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) on the limitation of space debris in the near-Earth space, it is recommended to remove fragments of space debris from the working orbits' region. To implement the IADC recommendations on combating space debris, constructive measures are taken to prevent pollution of the near-Earth space, as well as active and passive methods of space debris removal from the area of working orbits. As a rule, space debris is removed to disposal areas in a higher altitude or a low earth orbit

Цитування: Alpatov A. P., Goldshtein Yu. M. Assessment of perspectives for the orbital utilization of space debris. *Space Science and Technology.* 2021. **27**, № 3 (130). С. 3—12. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.003

region. Space debris may be located in disposal areas for hundreds of years and does not impede the implementation of space projects. This method of removing debris reduces the risk of collisions in the source area but increases it in the disposal area. The space debris transferred to the region of low near-Earth orbits must have a lifetime of less than twenty-five years. When moving in a dense atmosphere, small fragments of space debris, as a rule, completely burn, unlike large ones, unburnt remnants of which can reach the Earth. Due to the large errors in predicting the movement of space debris fragments in the atmosphere, it is impossible to predict with sufficient certainty and in time the place and time of the fall of large fragments of space debris to the Earth. It is not possible to undertake the necessary measures to protect life and property.

At present, according to various estimates, about 7000 tons of space debris are in orbits. Low orbits with altitudes up to 2000 km are particularly badly clogged. It is estimated that the transfer of one kilogram of mass to a high orbit can exceed 10 thousand dollars. Most of the space debris consists of expensive specific equipment, devices, and materials used in the manufacture of rockets and satellites. In conditions of limited resources and the high consumption of their delivery into space, it is advisable to assess the perspectives for utilization of space debris and the subsequent use of equipment, devices, and materials dismantled from the failed satellites.

The utilization of space debris can bring several advantages. The economic benefit of utilization of space debris is the possibility of re-use it on the newly created space vehicles, in-service valuable equipment, devices, and materials. In addition, utilized space debris can also be used as a source of energy and working mass for the manoeuvres of a spacecraft. Regular utilization of space debris can significantly reduce the risks of collisions of operating spacecraft with space debris and the risks of falling of space debris fragments on the Earth. In connection with the above, it makes sense to consider the existing space debris as one of the types of near-Earth space resources [1—3]. It is assumed that some of the space debris can be stored and utilized directly in orbit. Well-chosen orbits of space debris utilization will not pose a significant threat to the functioning of a spacecraft.

2. FORMULATION OF THE PROBLEM

Assessment of the perspectives for orbital utilization of space debris requires a detailed study of a number of issues. They include: assessing the economic feasibility of utilizing fragments of space debris, developing utilization strategies, formulating requirements for service of space vehicles for implementing these strategies, assessment of technical, economic, law, and other aspects of such operations. The space debris utilization strategy includes the choice of spatial distribution and the number of orbital areas used for the utilization, the formation of a group of near ones in terms of the possibility of utilization of space debris fragments in orbit, the choice of priority for the utilization of space debris fragments.

The utilization of space debris involves the development of low-cost technologies for its collection and preservation in orbits. One of the possible utilization technologies involves the use of a service spacecraft, which, after the capture of the next space object, takes it to the utilization orbit. After some time, it returns for a new space object. The length of time a service spacecraft stays in a utilization orbit is determined by the difference in precession velocity of the utilization orbit plane and the orbit plane of the next utilized spacecraft. The flight is carried out at the moment of approximate coincidence of the longitude of the ascending node of the utilization orbit and the orbit of the object being utilized.

The utilization of large space debris requires the creation of a service spacecraft, which must be equipped with special means for conducting remote and contact operations with fragments of space debris. Currently, reusable orbital service space vehicles are considered as the most prospective for resolving this problem. Perspective areas of research on the creation of methods and means of the utilization of large-sized fragments of space debris are the creation of means of docking of service spacecraft with fragments of space debris and the development of service spacecraft for utilization of space debris fragments.

The work aims to assess the perspectives of the orbital utilization of space debris and to develop a method for choosing the number and spatial placement of safe orbits for utilization in the area of low near-Earth orbits.

3. CLUSTERING OF THE ORBITS OF SPACE DEBRIS FRAGMENTS

When planning the utilization of space debris, it is necessary to take into account the limited energy possibilities of a service spacecraft. In this connection, the problem arises of rationally splitting up a set of orbits of space debris fragments into subsets (clusters) of orbits that are available for utilization by a single service spacecraft. Each orbit of the space debris fragment should belong to only one cluster, and the orbits belonging to the cluster should be near in terms of energy consumptions for the interorbital transfer between them.

To date, a sufficiently large number of cluster analysis algorithms have been developed: hierarchical algorithms, non-hierarchical iterative algorithms, graph algorithms, fuzzy clustering algorithms, algorithms using neural networks, genetic algorithms [4, 7, 10]. To solve the problem of clustering orbits of a service spacecraft, it is rational to use the *k*-means clustering algorithm, which belongs to the group of non-hierarchical methods of cluster analysis [7]. The advantages of the *k*-means algorithm are the simplicity and speed of its use, clarity, and transparency of the algorithm. The disadvantages of the algorithm include the need to specify the number of clusters before clustering.

Let us represent the elements of the set of orbits of space debris fragments $X = \{x_1, x_2, ..., x_n\}$ in the form of their characteristic vectors. Later, we will fully identify the orbit with its characteristic vector, which is a set of orbital parameters. It is required to divide this set of orbits into k clusters S_1, S_2, ..., S_k. Each orbit should belong to one cluster only located at the smallest distance from this orbit. The distribution of the orbits in clusters must satisfy the criterion of optimality, expressed in terms of the distance $\rho(x_i, x_j)$ between any pair of orbits of the considered set. When splitting the original set X of orbits of space debris fragments into k clusters S_1, S_2, ..., S_k, it is proposed to apply an iterative algorithm of *k*-means that minimizes the sum of squares of distances from each point of the cluster to its centre. As a distance (metric) between the orbits $\rho(x_i, x_j)$, any non-negative real function can be used that is defined on the set X and satisfies the following conditions:

$$\rho(x_i, x_j) = 0 \text{ only when } x_i = x_j, \quad (1)$$

$$\rho(x_i, x_j) = \rho(x_j, x_i), \quad (2)$$

$$\rho(x_i, x_j) \le \rho(x_i, x_k) + \rho(x_k, x_j). \quad (3)$$

When splitting the original set of orbits X into k clusters $S_1, S_2, ..., S_k$, an iterative algorithm *k*-means is used. It minimizes the sum of distances from each point of the cluster to its centre.

The action of the k-means algorithm comes down to a search:

$$\arg\min_{s} \sum_{i=1}^{k} \sum_{x \in S_i} \rho(x, \mu_i), \quad (4)$$

where $S = \{S_1, S_2, ..., S_k\}$, μ_i are cluster centres $i = 1, ..., k$, $\rho(x, \mu_i)$ are distances between orbit x and cluster centres μ_i.

In the sequel, a variable t is used to indicate the iteration step number. At the first step of the algorithm *k*-means execution, the initial values of the cluster centres μ_i^0 are determined. Arbitrary points of the orbit characteristics are chosen as the initial values of the cluster centres. In the next step, the orbits are distributed among the clusters.

All orbits are grouped into clusters, the distances to the centres of which are minimal

$$\forall x_i \in X, i = 1, ..., n : x_i \in S_j \Leftrightarrow j = \arg\min_{k} \rho(x_i, \mu_k^{(t-1)}). \quad (5)$$

The next step is to recalculate the centres of the changed clusters.

$$\forall i = 1, 2, ..., k : \mu_i^{(t)} = \frac{1}{|S_i|} \sum_{x \in S_i} x. \quad (6)$$

The process of calculating the centres and redistributing of the orbits continues until one of the conditions is satisfied: the cluster centres have stabilized, i. e., all orbits belong to the cluster to which they belonged before the current iteration or the number of iterations is equal to the maximum number of iterations.

An important step in the clustering of orbits of space debris fragments is the choice of a metric by which the proximity of the orbits is determined. This is due to the fact that the results of clustering can differ significantly when using different metrics. The choice of metrics is ambiguous, and this is the main difficulty. Most often, the Euclidean metric is used in

clustering problems. Other standard metrics are also widely used: the square of the Euclidean distance, the distance of city blocks, and the Chebyshev distance. Along with the listed metrics, a number of other, less common metrics are also used [4, 7].

Attempts to cluster orbit space debris using standard metrics did not lead to positive results. In this connection, for clustering orbits of space debris fragments, it was proposed here to use a non-standard energy metric — delta-velocity of interorbital transfer between these orbits. The introduction of the energy metric made it possible to successfully cluster the orbits of space debris.

4. SELECTION OF UTILIZATION ORBITS

The selection of orbits of utilization was carried out using the following criteria: the annual catastrophic collision probability of a utilized spacecraft with space debris in a utilization orbit, the lifetime of a spacecraft in the utilization orbit, stability of the orbit of utilization over long time intervals, and energy consumptions for transferring the spacecraft from an initial orbit to the utilization orbit. The selection of orbits of utilization was carried out in the region of low Earth orbits. Near-circular orbits were considered as possible utilization orbits. The annual probability of a catastrophic collision with space debris was used as a criterion for the destruction of a spacecraft in the orbit of utilization. Catastrophic collisions are characterized by the complete destruction of the spacecraft, and non-catastrophic collisions are characterized only by the loss of its functionality. The condition for a catastrophic collision of a spacecraft with space debris is considered to be collisions with specific impact energy greater than 35...45 J/g [8, 12].

The selection of orbits suitable for utilization was carried out according to the criterion of the minimum possible annual catastrophic collision probability of the utilized spacecraft with space debris. To determine the annual catastrophic collision probability, the ESA MASTER-2009 model of space debris was used [5]. In constructing the space debris model, along with experimental data, statistical approaches, various collision and fragmentation models, as well as additional a priori information are widely used.

The ESA MASTER-2009 space debris model allows for a given orbit of a spacecraft with a cross-sectional area S to obtain an estimate of the annual probability of its collision with fragments of space debris, the dimensions of which are contained in the interval (d_1, d_2). To estimate the annual catastrophic collision probability of a spacecraft with space debris, the Poisson distribution is used:

$$P(S, d_1, d_2, N) = 1 - \exp(-N)\,, \qquad (7)$$

where P is the annual catastrophic collision probability of a spacecraft with space debris when moving in a given orbit, N is the annual number of collisions of a spacecraft with space debris with specific impact energy greater than 35...45 J/g.

To determine the average number of collisions $N(d_1, d_2)$, mainly statistical methods are used. Their use is due to the fact that for non-catalogue fragments of space debris, only distributions of size, mass, and orbital parameters can be specified.

The basis of statistical methods is the D. Kessler method [8, 11], which determines the average number of collisions $N(d_1, d_2)$ according to the formula:

$$N(d_1, d_2) = S\,\rho V_{rel}\,\Delta t\,, \qquad (8)$$

where S is the cross-sectional area, $\rho(d_1, d_2)$ is average concentration of space debris, V_{rel} is average relative velocity of the spacecraft and space debris, Δt is the time interval of the spacecraft movement in orbit.

The selection of orbits suitable for utilization was carried out using the predicted values of the annual catastrophic collision probability of the utilized spacecraft with the space debris. For forecasting, the ESA MASTER-2009 [5] and DRAMA [6] software packages were used.

The calculations were performed for a family of near-circular orbits with an eccentricity of 0.0001 and discretely varying altitude and inclination of the orbits. The longitude of the ascending node and the argument of perigee did not vary. The estimated calculations showed that the variation of these parameters has practically no effect on the annual catastrophic collision probability of a recycled spacecraft with space debris. The step of changing the orbit altitude is 100 km, and the step of changing the orbit inclination is 10°. During the calculations, it was assumed that the sizes of fragments of space debris are in the range from 0.01 m to 30 m, the cross-sectional

area of the utilized spacecraft $S = 5$ m^2, the mass of the utilized spacecraft $m = 500$ kg, the specific energy of catastrophic destruction — 40 J/g.

Fig. 1 shows a graph of the annual catastrophic collision probability of utilized spacecraft with space debris in the low-Earth orbit region.

The graph in Fig. 1 makes it possible to estimate the annual catastrophic collisions probability in the region of low near-Earth orbits and highlight orbits with increased space debris. It can be seen from the graph that the maximum annual catastrophic collision probability of a spacecraft with space debris is reached in near-circular orbits with inclinations of 80°, 90°, 100°, 70°, and 60°. It is advisable to carry out the utilization of space debris in these orbits in the first place.

Fig. 2, Fig. 3 show graphs of the annual catastrophic collision probability of the utilized spacecraft for orbits with large quantity and small quantity space debris.

From the graphs in Fig. 2, Fig. 3 it can be seen that the curves of the annual catastrophic collision probability of spacecraft with space debris for orbits with the considered inclinations have a similar character. The absolute maximum of the annual catastrophic collision probability in height was reached at altitudes of ~800 km. The second and third clearly defined local maximums were reached at altitudes of 1400...1500 km. At an altitude of ~1700 km, a

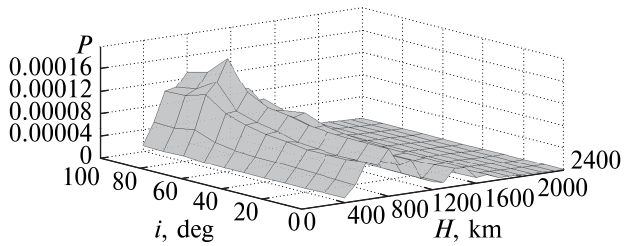

Fig. 1. Estimation of the annual catastrophic collision probability in the region of low near-Earth orbits

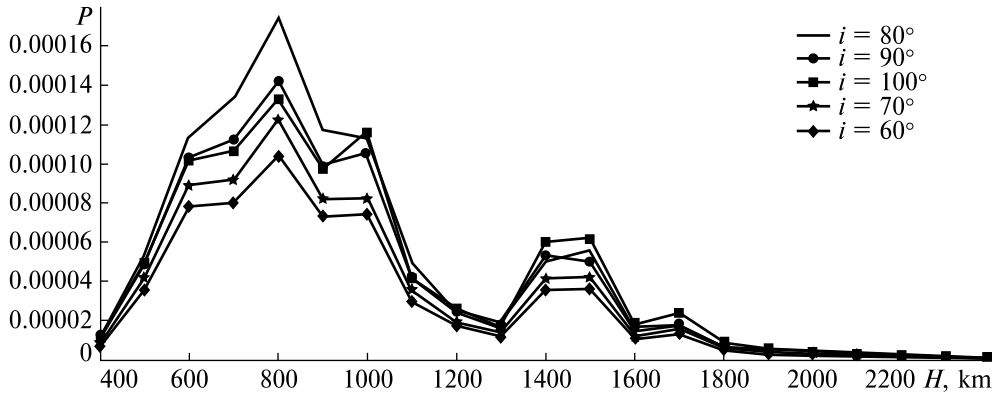

Fig. 2. Estimation of the annual probability of catastrophic collisions for orbits with large quantity of space debris

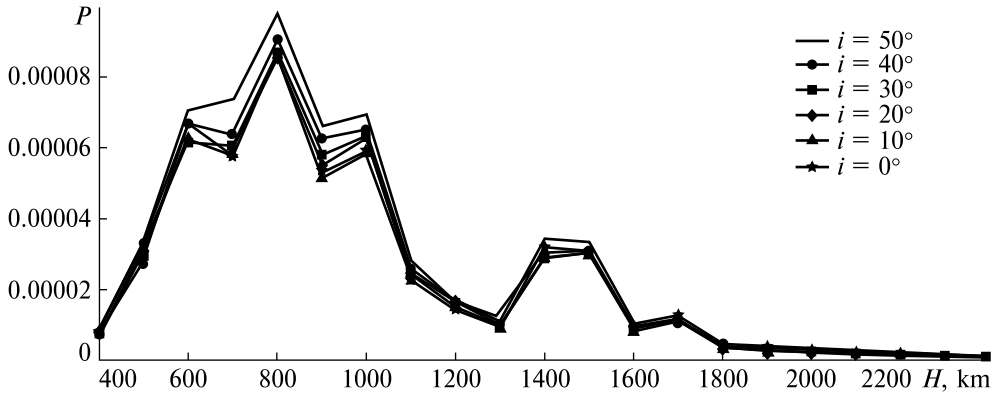

Fig. 3. Estimation of the annual probability of catastrophic collisions for orbits with small quantity of space debris

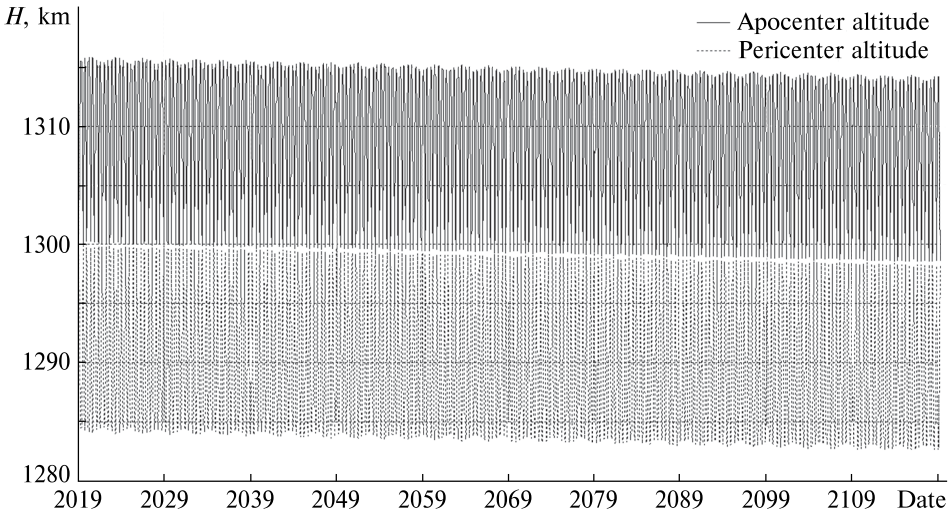

Fig. 4. Changing the apocenter and pericenter altitude H of the utilization orbit vs. time (H^0_{me} = 1300 km, i_0 = 80°, e_0 = 10^{-4}, C_b = = 0.006, the beginning of the movement 01.02.2019)

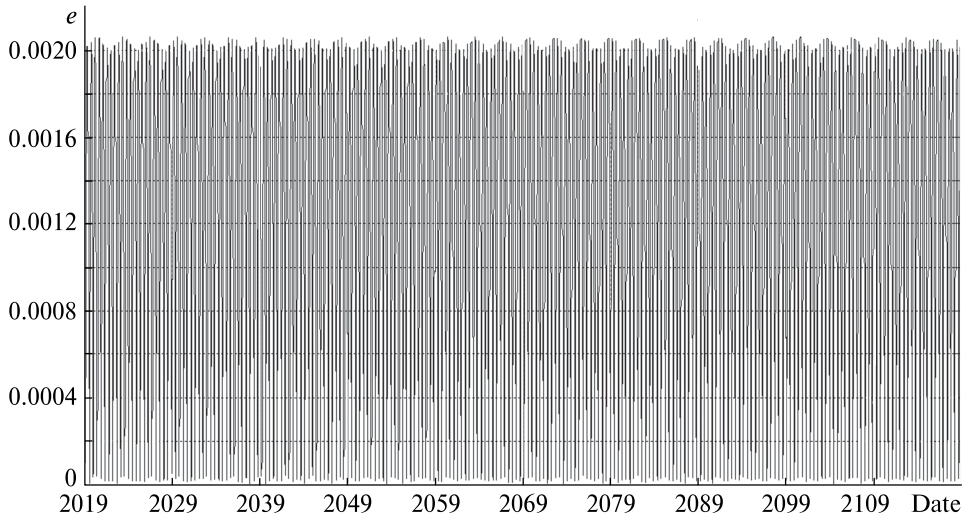

Fig. 5. Changing the eccentricity e of the utilization orbit vs. time (H^0_{me} = 1300 km, i_0 = 80°, e_0 = 10^{-4}, C_b = = 0.006, the beginning of the movement 01.02.2019)

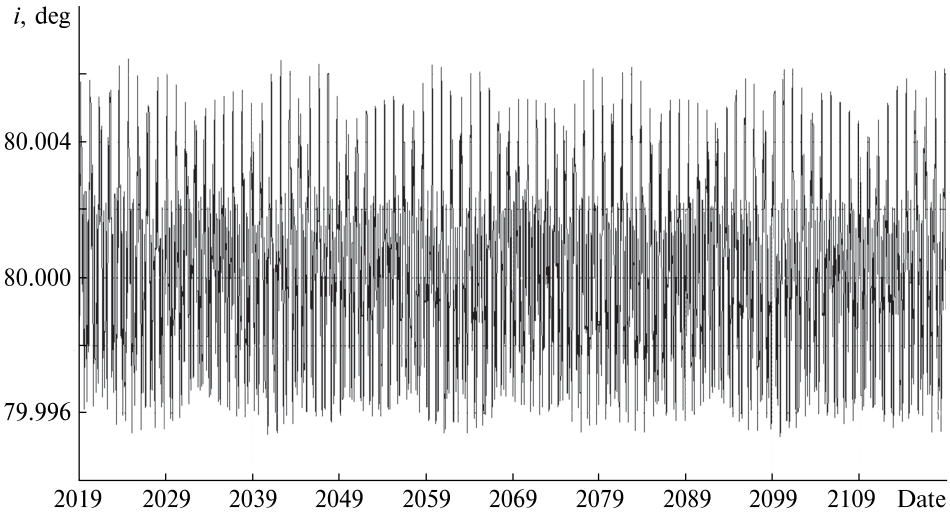

Fig. 6. Changing of inclination i of the utilization orbit vs. time (H^0_{me} = 1300 km, i_0 = 80°, e_0 = 10^{-4}, C_b = = 0.006, the beginning of the movement 01.02.2019)

weakly expressed local maximum is realized. Local minimums were reached at altitudes of ~1300 km and at altitudes above 1800 km. As a result of the analysis performed, it is proposed to use near-circular orbits with mean altitudes of ~1300 km and above 1800 km as possible orbits for the utilization of space debris.

5. ASSESSMENT OF THE STABILITY OF UTILIZATION ORBITS

The estimation of the ballistic lifetime of spacecraft in the orbit of utilization and the stability of the utilization orbit over a long time interval was carried out using high-precision numerical prediction of their motion. To predict the motion, the DRAMA software package [6] was used, which implements a complete and accurate mathematical model of the perturbing forces acting on the spacecraft. The following forces were considered as such forces: forces arising due to the non-sphericity of the Earth's gravitational field and the force of aerodynamic drag of the atmosphere. As the analysis showed, the influence of other perturbing forces in determining the ballistic lifetime and evolution of the orbits of spacecraft that begin their motion in the orbits of utilization can be neglected.

In the DRAMA motion model, the gravitational potential of the Earth was used taking into account five harmonics of its decomposition in accordance with the GEM-T1 model of the gravitational field of the Earth [9]. The density of the atmosphere was determined according to the model of the atmosphere NRLMSISE-00. The indices of solar and geomagnetic activity used in this model corresponded to the FOCUS-1A data [8]. The spacecraft motion was predicted using the universal method of numerical integration of the corresponding differential equations [6], which has high computational efficiency in terms of accuracy and speed.

In the research, the ballistic lifetime and the evolution of spacecraft orbits in space after their transfer from working orbits to utilization orbits was estimated.

As utilization orbits, we considered the use of the lowest near-circular orbits with initial mean altitudes of H^0_{me} ~ 1300 km, H^0_{me} ~ 1800 km and eccentricities $e_0 = 10^{-6}$ and $e_0 = 10^{-4}$ with orbital inclinations i_0 = 0°, 10°, 20°, 30°, 40°, 50°, 60°, 70°, 80°, 90°, 100°. In the calculations, the ballistic coefficient of the spacecraft assumed the following values: 0.004, 0.006, and 0.01 m^2/kg. The ballistic coefficient was calculated by the formula

$$C_b = \frac{C_d S}{2m},$$

where C_d is drag coefficient, S is the cross-sectional area, m is the mass of the spacecraft.

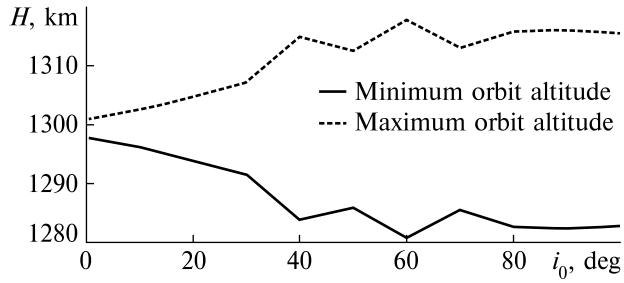

Fig. 7. Changing of maximum and minimum altitude of utilization orbits vs. the initial orbit inclination (H^0_{me} = 1300 km, e_0 = 10^{-4}, C_b = 0.006, the beginning of the movement of 01.02.2019)

In addition, it was assumed that the beginning of the movement of a spacecraft in the utilization orbits accounted for 01.02.2019. The stability of the orbits of spacecraft that begin their motion in utilization orbit has been estimated for 100 years. The evolution of the orbits was studied in the time interval 2019—2119. The results of the calculations showed that for all considered variants, the predicted duration of the ballistic lifetime of spacecraft that begin their motion in the orbits of utilization exceeds 100 years.

Fig. 4—Fig. 6 show the results of the prediction of the evolution of the parameters of the spacecraft orbit, which begins its movement in a utilization orbit with a mean altitude of H^0_{me} ~ 1300 km.

The graphs in Fig. 4—Fig. 6 demonstrate that changes of the apocenter altitude, pericenter altitude, eccentricity, and inclination of the considered orbit of utilization obey the oscillatory law, have a negligible small secular drift, and are stable over a long time interval. The results of the prediction of the evolution of the parameters of the orbit of the spacecraft, which begins its motion in utilization orbits with a mean altitude above 1800 km, look similar.

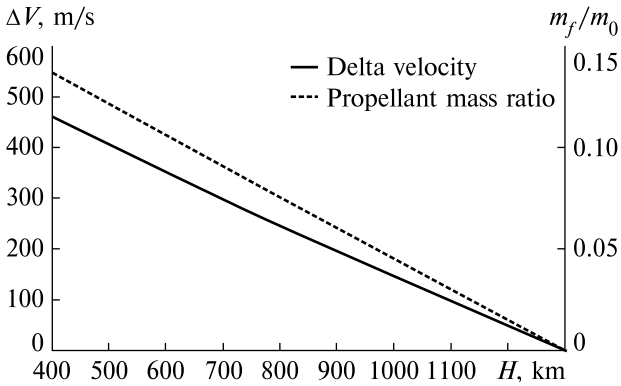

Fig. 8. Delta-velocity and propellant mass ratio m_f/m_0 required for coplanar transfer between near-circular working orbits of the altitude 400...1300 km and orbit utilization with mean orbit altitude H_{me} = 1300 km

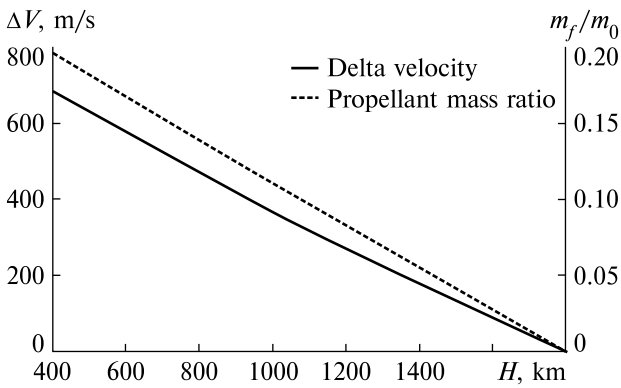

Fig. 9. Delta-velocity and propellant mass ratio required for coplanar transfer between near-circular working orbits of the altitudes 400...1800 km and orbit utilization with mean orbit altitude H_{me} = 1800 km

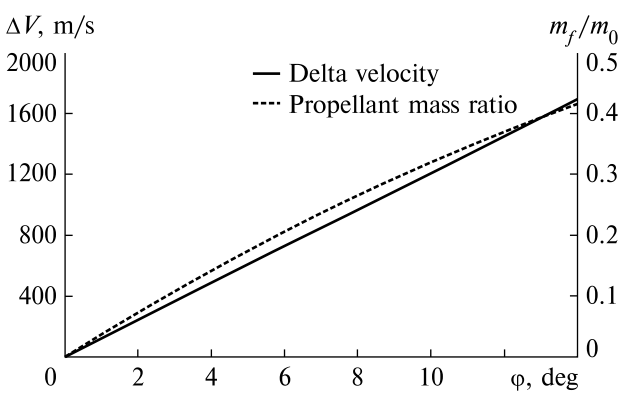

Fig. 10. Delta-velocity and propellant mass ratio required for rotation of the orbital plane (rotation altitude of the orbital plane = 1800 km)

Fig. 7 shows the results of an assessment of the dependence of the change of the maximum and minimum altitude of the utilization orbit over 100 years, depending on its initial inclination.

The graphs in Fig. 7 illustrate the significant dependence of the maximum and minimum altitudes of the orbit for utilization over 100 years from its initial inclination. The difference between the maximum and minimum altitudes of the utilization orbit reaches a maximum with an initial inclination of the orbit $i_0 = 60°$ and is ~36 km. The variation of the ballistic coefficient and eccentricity within the considered limits led to a slight change in the maximum and minimum altitudes of the utilization orbit over 100 years. (Change did not exceed 1 km).

As a result of assessing the stability of the orbits of spacecraft that begin their motion in the considered orbits of utilization, it was found that the maximum oscillations of the apocenter altitude and pericenter altitude over a period of 100 years did not exceed 20 km and 15 km, respectively. The eccentricity oscillations did not exceed 0.0021, and the inclination variations did not exceed 0.01°.

The obtained results indicate the sustainability for 100 years of orbit of utilization with mean altitudes of ~1300 km and ~1800 km.

6. ASSESSMENT OF THE ENERGY CONSUMPTION OF TRANSFERRING A SPACECRAFT FROM THE WORKING ORBIT REGION TO THE ORBIT OF UTILIZATION

The energy consumptions of transferring the spacecraft from the working near-circular orbits of the altitude range 400 km to 1300 km into the utilization orbit with a mean altitude of 1300 km and from the original near-circular orbit of the altitude range 400 km to 1800 km into the utilization orbit with a mean altitude 1800 km were estimated. To estimate the energy consumptions of interorbital transfers, the delta-velocity and propellant mass ratio for the transfer were used.

A tri-impulse interorbital transfer of a spacecraft from the working orbit to the utilization orbit was considered. First, a two-impulse coplanar Hohman transfer was carried out from the initial near-circular orbit to a circular orbit with a mean orbit radius equal to the radius of the utilization orbit. Then the plane

of the resulting orbit was rotated to coincide with the plane of the orbit of utilization.

The propellant mass ratio for the transfer of the spacecraft to the utilization orbit was determined by the K. E. Tsiolkovsky formula:

$$\frac{m_f}{m_0} = 1 - \exp\left(\frac{\Delta V}{gI_{\text{sp}}}\right), \quad (9)$$

where m_f is the required propellant mass for transfer the spacecraft to a utilization orbit, m_0 is the total mass of a charged transporting spacecraft and transported spacecraft, ΔV is delta-velocity of the orbital transfer to the utilization orbit, I_{sp} is the specific impulse of the propulsion system of the spacecraft, g is the acceleration of gravity.

At estimating the propellant mass ratio for the transfer of the spacecraft to the utilization orbit, it was assumed that the specific impulse of the propulsion system of the spacecraft was $I_{\text{sp}} = 320$ s.

Fig. 8—Fig. 10 show the dependences of delta-velocity and the propellant mass ratio required for spacecraft orbital transfer from the working orbits into the utilization orbit with a mean orbit altitude of 1300 km.

It can be seen from the graphs in Fig. 8—Fig. 9 that the spacecraft transfers from the working orbits to the utilization orbits may require from 0 to 0.2 propellant mass ratio.

From the graphs in Fig. 8—Fig. 10 it can be seen that the rotation of the orbital plane is energetically much more expensive than the change of the mean orbit altitude. Therefore, it is advisable to choose the number and inclination of the orbits of spacecraft utilization in such a way that the inclination of the orbits of the utilized spacecraft and the orbits of the utilization does not exceed 5 degrees.

7. CONCLUSIONS

The paper analyzes the perspectives for the use of orbital utilization of space debris for cleaning near-Earth space from technogenic pollution and assesses the possibilities of long-term orbital storage and subsequent reuse of devices, instruments, and materials dismantled from recycled spacecraft when solving problems of the further exploration of near-Earth space. There are formulated and solved a number of problems arising in the planning and organization of the orbital utilization of space debris. A technique has been developed for clustering of orbits of utilized space debris objects.

A methodology for determining safe orbits of space debris utilization in the area of low near-Earth orbits based on a formulated criteria system has been developed. The methodology includes: selection of a utilization orbit by the criterion of the minimum possible annual catastrophic collisions' probability of a utilized spacecraft with space debris, estimating the lifetime of a spacecraft in utilization orbit, assessment of the sustainability of the orbit of utilization over long time intervals and assessment of energy consumption for transferring the spacecraft from the working orbit to the orbit of utilization. Using the developed methodology and software package, possible orbits of space debris utilization in the area of low near-Earth orbits are determined. As utilization orbits, it has been proposed to use near-circular orbits with mean altitudes of ~1300 km and above 1800 km. The number and inclination of the utilization orbits are proposed to be chosen in such a way that the inclination of the working orbits of the spacecraft and the utilization orbits does not exceed 5 degrees. The results obtained can be used in the planning and organization of the orbital utilization of space debris.

REFERENCES

1. Alpatov A. P. (2018). Space debris: aspects of the problem. *J. Tech. Mechanics*, № 2, 30—47 [in Russian].
2. Alpatov A. P., Gorbulin V. P. (2013). Space platforms for orbital industrial complexes: problems and perspectives. *J. Visn. NASU*, № 12, 26—38 [in Russian].
3. Alpatov A. P., Khoroshylov S. V., Maslova A. I. (2019). *Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control*. Kyiv: Akademperiodyka, 170 p.
4. Durant B., Odel P. (1977). *Cluster analysis*. Moscow: Statistics, 128 p. [in Russian].
5. Flegel S. (2011). Maintenance of the ESA MASTER Model: Final Report of ESA. Braunschweig, Contract 21705/D/HK, 323 p.
6. Gelhaus J. (2014). Upgrade of ESA's Space Debris Mitigation Analysis Tool Suite : DRAMA : Final Report / ESA/ESOC. Braunschweig. 272 p. Contract № 4000104977/11/D/SR.
7. Gitis L. Kh. (2003). *Statistical Classification and Cluster Analysis*. Moscow: Publ. House of MSMU, 157 p. [in Russian].
8. Klinkrad H. (2006). *Space Debris Models and Risk Analysis*. Berlin: Springer, 430 p.
9. Liou J. C. A semi-analytic theory for the motion of a close-Earth artificial satellite with drag. 17th Aerospace Sciences Meeting New Orleans: AIAA paper № 79 - 0123.
10. Mandel I. D. (1988). *Cluster analysis.* Moscow: Finance and statistics, 176 p. [in Russian].
11. Nazarenko A. I. (2013). *Modeling of space debris*. Moscow: IKI RAS, 216 p. [in Russian].
12. Raikunov G. G. (Ed.) (2014). *Space debris. Observation methods and models of space debris.* Moscow: FIZMATLIT, Vol. 1, 244 p. [in Russian].

Received 26.09.2020

А. П. Алпатов, д-р. техн. наук, чл.-кор. НАН України, професор
ORCID.org/0000-0003-4411-2250,
E-mail: aalpatov@ukr.net
Ю. М. Гольдштейн, старш. наук. співроб., канд. техн. наук
ORCID.org/0000-0002-3931-2680,
E-mail: jura_gold@meta.ua

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

ОЦІНКА ПЕРСПЕКТИВ ОРБІТАЛЬНОЇ УТИЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Ріст техногенного забруднення навколоземного космічного простору фрагментами космічного сміття різного розміру істотно обмежує можливості реалізації космічної діяльності й становить велику небезпеку для об'єктів на Землі. Особливо сильно засмічені низькі орбіти з висотами до 2000 км. Актуальність забезпечення безпеки космічних польотів в умовах техногенного забруднення навколоземного космічного простору і зниження небезпеки для об'єктів на Землі при неконтрольованому входженні космічних об'єктів у щільні шари атмосфери і їхньому падінні на Землю стрімко зростає. Відповідно до керівних принципів Inter-Agency Space Debris Coordination Committee фрагменти космічного сміття рекомендується видаляти з області робочих орбіт. Зараз як перспективні способи видалення космічного сміття розглядаються: спуск у щільні шари атмосфери Землі, переміщення на орбіту зі строком життя менш ніж двадцять п'ять років, переміщення на орбіту поховання та орбітальна утилізація. Відповідно до концепції орбітальної утилізації космічне сміття розглядається як ресурс індустрії на орбіті. Метою статті є оцінка перспектив орбітальної утилізації космічного сміття та розробка методики вибору кількості й просторового розміщення безпечних орбіт утилізації в області низьких навколоземних орбіт. У статті проаналізовано перспективи використання орбітальної утилізації космічного сміття для очищення навколоземного космічного простору від техногенного забруднення та оцінено можливості тривалого орбітального зберігання й наступного повторного використання для розв'язку задач подальшого освоєння навколоземного космічного простору пристроїв, приладів і матеріалів, демонтованих з утилізованих космічних об'єктів. Сформульовано та вирішено ряд задач, що виникають при плануванні й організації орбітальної утилізації космічного сміття. Розроблено методику визначення безпечних орбіт утилізації космічного сміття в області низьких навколоземних орбіт. Методика базується на сформульованій системі критеріїв. З використанням розроблених методики та пакету програм визначено можливі орбіти утилізації космічного сміття в області низьких навколоземних орбіт. Оцінено тривалість життя космічного об'єкта на орбіті утилізації, стійкість орбіти утилізації на тривалих часових інтервалах і енергетичні витрати для переведення космічного об'єкта з робочої орбіти на орбіту утилізації. Новизна отриманих результатів полягає в розробці методики кластеризації орбіт об'єктів космічного сміття, що утилізуються, й розробці методики вибору можливих орбіт утилізації космічного сміття в області низьких навколоземних орбіт. Отримані результати можуть знайти застосування при плануванні та організації орбітальної утилізації космічного сміття.

Ключові слова: *космічне сміття, видалення, поховання, утилізація, математичне моделювання.*

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.013
УДК 623.1/7

Ю. М. ЛАВРИЧ [1], провід. наук. співроб., канд. техн. наук
E-mail: lavrich@westa-inter.com
С. В. ПЛАКСІН [1], старш. наук. співроб., д-р фіз.-мат. наук
Л. М. ПОГОРІЛА [1], мол. наук. співроб.
М. І. БИСТРОВ [2], Головний конструктор, директор

[1] Інститут транспортних систем і технологій Національної академії наук України
вул. Писаржевського 5, Дніпро, Україна, 49005
[2] АТ КБ «Дніпровське»
вул. Будівельників 34, Дніпро, Україна, 49089

ДЕЯКІ ОСОБЛИВОСТІ ПРИКЛАДНОЇ НАДІЙНОСТІ РАДІОЛОКАЦІЙНИХ СТАНЦІЙ КОНТРОЛЮ КОСМІЧНОГО ПРОСТОРУ

Актуальність. *Радіолокаційні станції контролю космічного простору виконують дуже відповідальні функції, тому вони повинні бути надійними, і забезпечення надійності є однією з ключових вимог на всіх стадіях їхнього життєвого циклу.*

Мета. *Метою статті є аналіз деяких аспектів забезпечення надійності, зумовлених особливостями процесу розробки і виготовлення радіолокаційних станцій контролю космічного простору, обґрунтування можливості використання досвіду вітчизняного розробника при вирішенні задач надійності в нових зразках.*

Метод. *У роботі використано порівняльний аналіз методів розробки, виготовлення і випробувань складних технічних систем, чинних стандартів і стандарту Головного конструктора.*

Результати. *Наведено деякі характерні риси радіолокаційних станцій контролю космічного простору — унікальність, виробництво в одному екземплярі, мала повторюваність і велика номенклатура, неможливість виготовлення і випробувань функціонально закінчених систем безпосередньо в умовах виробника. Розглянуто ряд особливостей проєктування і виготовлення за стандартом Головного конструктора, відсутніх у чинних стандартах, обґрунтовано необхідність розробки нових нормативних документів, які враховують особливості проєктування та виготовлення радіолокаційних станцій контролю космічного простору. З прикладної точки зору наведено ряд конкретних науково-практичних рішень забезпечення надійності радіолокаційних станцій контролю космічного простору вітчизняного розробника для використання у подальших розробках. Встановлено, що кількість термінів у сучасній теорії надійності не мають прикладної спрямованості і не дозволяють підвищити точність класифікації стану об'єкта. Показано, що створення нових поколінь радіолокаційних станцій контролю космічного простору супроводжується появою нових, невідомих науці науково-практичних завдань, вирішення яких пов'язане із застосуванням нових наукових ідей, власних розробок комплектувальних елементів. Показано, що застосування сучасної елементної бази при проєктуванні радіолокаційних станцій контролю космічного простору створює складності забезпечення надійності ієрархічних рівнів, через те що випробування за наявними стандартами можливі лише для нижчих рівнів ієрархії. Встановлено, що наявні стандарти загальнотехнічних вимог і методів контролю та випробувань для виробів і радіолокаційних станцій не завжди ідентичні, тому, застосовуючи високонадійну елементну базу, неможливо забезпечити таку ж надійність радіолокаційних станцій. Очевидно, новий етап забезпечення надійності повинен бути пов'язаний з індивідуальною надійністю самих елементів. Обґрунтовано важливість наукової задачі, пов'язаної з вибором параметрів контролю сучасного покоління радіолокаційних станцій в умовах неможливості застосування традиційного контролю, що вимагає припинення цільового функціонування. Як параметр оцінки стану ви-*

Цитування: Лаврич Ю. М., Плаксін С. В., Погоріла Л. М., Бистров М. І. Деякі особливості прикладної надійності радіолокаційних станцій контролю космічного простору. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 13—27. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.013

робів запропоновано температуру як функцію часу. Запропоновано ряд способів забезпечення надійності нових поколінь радіолокаційних станцій контролю космічного простору, заснованих на використанні нових інформаційних сигналів, вбудованих в елементну базу моделей надійності для створення системи збору, накопичення та аналізу інформації — єдиної для всіх стадій життєвого циклу радіоелектронної апаратури.

Висновки. *Врахування особливостей проєктування і виготовлення радіолокаційних станцій контролю космічного простору і практичного досвіду вітчизняного розробника для вирішення проблем надійності дозволить забезпечити створення технології високонадійних поколінь радіолокаційних станцій контролю космічного простору і розроблення станцій «високої заводської готовності».*

Ключові слова: *радіолокаційні станції контролю космічного простору, прикладна надійність, елементна база, документація Головного конструктора, вбудована надійність.*

ВСТУП

Надійність — це якість в часі, часовий аспект якості. Проблема забезпечення надійності перманентно гостро стоїть перед творцями практично будь-якого виробу, і немає галузі науки і техніки, де вона не була б однією з найактуальніших. Незважаючи на зусилля розробників, спрямовані на застосування нових конструктивно-схемних рішень, нової елементної бази, перспективних матеріалів і технологій, забезпечити належну якість і надійність сучасного покоління виробів не вдається.

У теорії надійності використовуються методи природничих і технічних наук, різних галузей науки і техніки, і така різноманітність застосувань для досліджень надійності технічних систем ставить під сумнів теорію надійності як самостійної науки [13]. Відомо, що більшість наук мають відмітні ознаки, в теорії надійності такими є характеристики надійності технічних систем, проте єдиної методології їхнього визначення немає. Особливо актуальним є забезпечення надійності для великих наукомістких технічних систем, до яких належать радіолокаційні станції контролю космічного простору (РЛС ККП).

Розрахунок надійності складних технічних систем часто базується на припущенні про те, що час безвідмовної роботи і час відновлення елементів мають експоненціальні розподіли ймовірностей [9]. Однак, незважаючи на всю простоту і універсальність, до складних технічних систем експоненціальний закон розподілу не застосовують, і використання його для аналізу надійності систем тривалого функціонування неправомірне [4].

Традиційно склалося деяке розділення в напрямках теорії і практики надійності механічних систем і електронної апаратури у складі виробів електронної техніки (ВЕТ) і електрорадіоелементів (ЕРЕ). Насправді будь-який функціонально закінчений пристрій (ФЗП) містить як механічні, так і електронні вузли та агрегати, що вносять відповідні вклади в ненадійність виробу в цілому, а окремий розгляд цих вкладів призводить до значної відмінності декларованих і реальних показників надійності.

В даний час відсутні не тільки інженерні методи, але і теоретичні розробки аналізу надійності технічних систем зі змінною структурою, зумовленою її багатофункціональністю. Наявні методи не забезпечують можливість розрахунку надійності сучасних систем з великою кількістю станів і складними зв'язками між ними [10].

Стійка тенденція створення РЛС ККП показує, що від зразка до зразка збільшуються тактико-технічні вимоги при одночасному зниженні термінів створення, але особливості проєктування РЛС ККП унеможливлюють використання більшості відомих методів забезпечення надійності, а пошук нових шляхів забезпечення надійності таких систем залишається актуальною задачею.

Об'єктом дослідження є РЛС ККП — стаціонарний наземний комплекс радіотехнічної апаратури, розміщений у спеціальних інженерних спорудах площею понад 10^4 м^2. Незважаючи на сучасні фундаментальні принципи побудови РЛС ККП, проєктування нових поколінь супроводжується появою нових невідомих раніше науково-практичних задач прикладної надійності. Значимість теми забезпечення прикладної на-

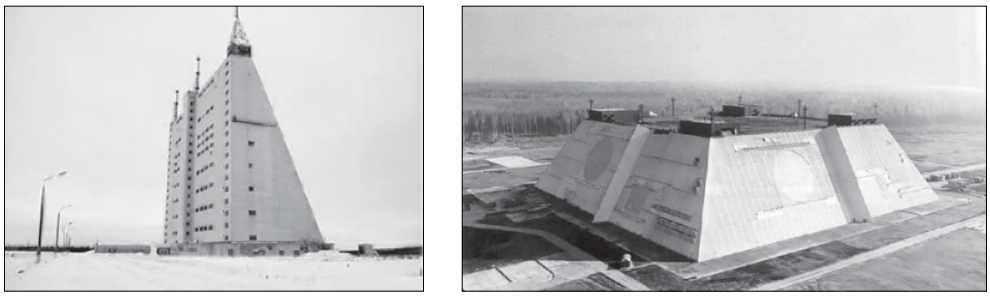

Рис. 1. Загальний вигляд радіолокаційних станцій контролю космічного простору

дійності зумовлена важливістю функцій, покладених на РЛС ККП, і пов'язана з пошуком нових рішень прикладного забезпечення надійності.

Створення нового зразка РЛС ККП — тривалий і дорогий процес, тому аналіз особливостей створення є актуальною науково-практичною задачею, при вирішенні якої доцільно провести аналіз та оцінку можливості застосування наявного науково-технічного доробку.

Мета роботи — обґрунтування можливих шляхів забезпечення прикладної надійності з урахуванням характерних особливостей РЛС ККП.

1. ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

Передбачається розглянути деякі аспекти забезпечення прикладної надійності з урахуванням особливостей розробки і виготовлення РЛС ККП на основі науково-технічного доробку вітчизняного розробника.

2. ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

Питання, присвячені дослідженням таких станцій, якщо і висвітлюються, то лише в спеціальній літературі. Вони, як правило, недоступні широкому колу і найчастіше розглядаються з суто теоретичних позицій.

Аналізуються загальні питання впровадження новітніх розробок, використання поетапного підходу, застосування нової компонентної бази, підвищення живучості систем по відношенню до кінетичних, електромагнітних і кібернетичних впливів [11]. Розглядаються питання способів розробки, скорочення термінів і зниження вартості створення радіолокаційних станцій [3]. У роботі [1] розглядається можливість підвищення технічного ризику в умовах дослідного виробництва, хоча при виготовленні РЛС ККП немає серійного виробництва, як немає і ризиків, пов'язаних з виготовленням дослідного зразка, випуском «першої серії» і випробуваннями на стендах [5], у зв'язку з відсутністю серійності, а, отже, і першої серії, стенди ж призначені тільки для перевірки виробів на відповідність технічним умовам.

Задача постійного моніторингу ситуації в космічному просторі дуже актуальна, і з огляду на бурхливий розвиток ракетно-космічних технологій у багатьох країнах важливість цього завдання має стійку тенденцію до підвищення.

3. МАТЕРІАЛИ І МЕТОДИ

Революційні зміни у проєктуванні сучасної радіоелектронної апаратури (РЕА) із застосуванням мікроелектронних технологій виявили складність забезпечення надійності сучасної електронної складової ФЗП, особливо великих технічних систем. Незважаючи на масове виготовлення в наше індустріальне століття різних технічних виробів, сьогодні не рідкість створення унікальних, одиничних зразків — космічних апаратів, РЛС ККП та ін., яким притаманний ряд особливостей як проєктування і виготовлення, так і оцінки надійності. Загальний вигляд РЛС ККП наведено на рис. 1.

Неминуче і розробник, і замовник кожного нового зразка стикалися з масою незвіданого, що породжувало нітрохи не меншу масу проблем, так що роботу доводилося починати при відсутності серйозних наукових напрацювань, часом при абсолютній відсутності інформації та експериментальних підтверджень рішень фундаментальних технічних і технологічних про-

блемних питань. Тобто ступінь невизначеності є неприпустимо високим, і сама проблема прийняття рішень в умовах сильної невизначеності та відсутності усталеного розуміння явищ, які супроводжують ту чи іншу подію, значною мірою носить імовірнісний характер. Цілком зрозуміло, що було б простіше знизити ступінь ризику за рахунок проведення допоміжних робіт з метою отримання об'єктивно необхідної інформації. Але це неминуче виливалося в додатковий чималий час, тому залишався лише шлях прийняття ризикованих рішень. У цьому сутнісна сторона ризику як неминучого фактора, що супроводжує процес розробки і створення РЛС ККП, і це в кінцевому підсумку визначає успіх або неуспіх розв'язання поставленого завдання. З цієї точки зору важко оцінити, чи буде виправданим ризик чи ні, але при проєктуванні в таких умовах часто тільки так фахівці можуть (і змогли) випередити час і вибрати на інтуїтивному рівні єдино правильні рішення.

Розробка РЕА, як і будь-якої іншої техніки, включає ряд обов'язкових стадій, і тільки після їхнього проходження приймається рішення про серійне виготовлення виробу для експлуатації. Середній час розробки як вітчизняних, так і зарубіжних РЛС ККП становить 7—10 років. Тривалий термін проєктування і набагато більший термін експлуатації РЛС ККП створюють проблеми забезпечення надійності на всіх етапах життєвого циклу. Розробка документації та виготовлення РЛС ККП здійснюються по комплекту документів Головного конструктора (КДГК) — виду, відсутньому в сучасних стандартах. При цьому, оминаючи всі стадії розробки, відразу створюється робоча «безлітерна» конструкторська документація, по якій виготовляється виріб, і це унеможливлює застосування у повному обсязі вимог наявних стандартів надійності. Вибір такої моделі зумовлений потребою радикального скорочення термінів та істотного зменшення витрат на створення складних радіотехнічних комплексів. Разом з тим виготовлення техніки за такою моделлю несе певні ризики, тому виникає задача забезпечення надійності ФЗП в умовах відсутності стадій технічної пропозиції, ескізного і технічного проєктування.

Стосовно до РЛС ККП необхідне уточнення і самого поняття надійності, яке часом відокремлюють від ефективності — одного з показників надійності. Термін «надійність» — збірний термін, який застосовується для опису властивості готовності та властивостей безвідмовності і ремонтопридатності, що впливають на неї, і використовується тільки для загального некількісного опису властивостей. Хоча терміни надійності давно стандартизовано, але встановлені численні показники (безвідмовність і ремонтопридатність — більш ніж 7, довговічність і збереженість — понад 12 видів тощо) представляють труднощі в однозначному розумінні, виборі та оцінці надійності.

Незрозумілий взаємозв'язок між інтенсивністю відмов і інтенсивністю відновлення. Якщо перший показник характеризує ступінь надійності, то другий, очевидно, ступінь забезпечення відновлення? Але як при цьому оцінити РЛС ККП, яка безперервно функціонує і має в своєму складі ремонтно-перевірочну базу (РПБ) — міні-завод, оснащений необхідним технологічним обладнанням, ремонтною документацією та запасним інструментом і приладдям (ЗІП), який використовує результати автоматичного контролю і здійснює заміну непридатного виробу без припинення функціонування?

А яку інформацію містять терміни «стан нефункціонування», «тривалість нефункціонування», «непотрібний час» або «вільний стан» і «вільний час» та ін.? Даються визначення напрацювання до відмови та напрацювання між відмовами, незважаючи на те, що вони ідентичні! Узагальнюючи перераховане, можна сказати: термінів надмірно багато, але вони не мають прикладної спрямованості. Питання відпрацювання на надійність складних систем мають ряд особливостей, які виходять за рамки загальнотехнічної системи стандартів.

З огляду на спадкоємність ряду основних рис, характерних для наявних і новостворюваних РЛС ККП, доцільно здійснювати вибір показників надійності стосовно особливостей нового зразка в ході окремої науково-дослідницької роботи, в результаті якої встановлюються номенклатура і показники надійності, критерії відмов,

граничні стани, методи контролю надійності. Вітчизняна школа проєктування входить у топову п'ятірку світових розробників РЛС ККП, але досі не може «легалізувати» стандарт роботи із КДГК.

Як правило, кожна нова РЛС ККП є новим поколінням радіоелектронної техніки з новою компонувальною базою, з новими технологічними рішеннями, що потребує вирішення завдань надійності в умовах недостатності апріорної інформації. Елементна база завжди є засобом підвищення надійності, і при всій своїй умовності лежить в основі класифікації поколінь виробів. Сьогодні її слід відносити до п'ятого покоління, оскільки в апаратурі вже використовуються надвеликі інтегральні мікросхеми (HBIC) системи на кристалі — СнК, SoC та ін., що містять в одному кристалі 10^6 і більше активних елементів, а самі РЛС ККП включають в себе до 10^5 компонентів.

Сучасна інтенсивність відмов характеризується FIT-одиницями, і при такому рівні надійності традиційні статистичні методи кількісної оцінки інтенсивності відмов новостворюваних ВЕТ неефективні, бо для отримання достовірних статистичних даних за прийнятний інтервал часу необхідно провести тривалий і трудомісткий експеримент на величезній кількості зразків.

Одиничність — характерна особливість РЛС ККП, при якій можливий обсяг вибірки не дозволяє отримати достовірну оцінку. Середнє напрацювання до відмови сучасних ВЕТ визначається стандартом MIL-STD-883, в основу якого покладено експоненціальну модель відмов, але, як відомо, використання експоненціального розподілу істотно завищує показники надійності елементної бази та виробів на їхній основі. Прикладна популярність експоненціального закону пояснюється не тільки можливостями його природної фізичної інтерпретації, але і простотою і зручністю його модельних властивостей. Потрібно зауважити, що в зарубіжній літературі з надійності РЕА регулярно виникають дискусії про правомірність коефіцієнтного методу прогнозування надійності [18].

Сучасна тенденція проєктування РЕА військового призначення показує усталену тенденцію прискореного морального старіння елементної бази порівняно із старінням зразків РЕА. Життєвий цикл цивільних ВЕТ становить близько 3 років (а у секторі бездротових комунікацій — всього 1.5 року), а для військових виробів він досягає 10...20 років [15], тоді як вітчизняна РЛС 5Н86 Дніпро (Hen House) функціонує вже більш ніж 40 років, AN/FPS-49 (США) знята з експлуатації після 40 років роботи. При такій тенденції на сьогоднішній день розробники ВЕТ і РЕА не можуть сподіватися на отримання достатнього обсягу статистики для визначення більш-менш певних характеристик надійності.

З метою скорочення обсягу випробувань для оцінки надійності ВЕТ проводять прискорені випробування, застосовуючи чинники, що прискорюють фізико-хімічні процеси старіння і деградації ВЕТ. Зв'язок між швидкістю цих процесів і температурою ВЕТ описується рівнянням Арреніуса. Виходячи з термодинамічних міркувань, швидкість хімічної реакції описується рівнянням

$$k = A\exp(-E_a / RT),$$

де множник A характеризує частоту зіткнень молекул, що реагують, E_a — енергія активації, T — температура, R — універсальна газова стала.

Довговічність механічних вузлів і деталей також залежить від температури:

$$\tau = \tau_0 \exp\left(\frac{U_0 - \gamma\sigma}{RT}\right),$$

де γ — структурно-силова константа матеріалу, τ_0 — множник, U_0 — початкова енергія активації.

Є ряд стандартів для обчислення прискорювального фактора, які передбачають кількість температурних коефіцієнтів прискорення від 1 (NTT-procedure) до 25 для різних технологій виготовлення (стандарт MIL-HDBK 217). Все це призводить до того, що температурні коефіцієнти прискорення, обчислені за різними методиками для одного і того ж виробу, істотно відрізняються. Однак рівень надійності сучасних ВЕТ настільки високий, що навіть форсовані випробування на надійність при підвищеній температурі не дозволяють визначити показники надійності для конкретних типів виробів. Очевидно,

що прискорені випробування є технологічною операцією і призначені для «випалювання» ранніх відмов. Фахівці фірми Analog Devices вважають, що 1000-годинні випробування при температурі 125 °С еквівалентні 10 рокам експлуатації при температурі 55 °С. Але ж це гранична температура випробувань РЕА, а система забезпечення температурного режиму (СЗТР) забезпечує функціонування при нормальній температурі. Який ресурс буде гарантований при цьому? Як видно, методи проведення прискорених випробувань і перерахунку їхніх результатів на реальні умови експлуатації досі розроблено недостатньо. Форсовані (прискорені) випробування відсутні у складі всіх видів випробувань РЛС, і тільки у складі періодичних випробувань є випробування на вплив підвищених (знижених) температур, однак вони значно нижче форсованих.

Невирішеним залишається питання можливого подальшого застосування осередків і шаф, які пройшли такі випробування, в яких активовано процеси деградації і які стали джерелами ненадійності. В умовах обопільного ризику вони використовуються і надалі. Як при цьому визначити запас надійності і залишок ресурсу цих виробів.

Не можна не відзначити, що область застосування розроблених моделей надійності, методів і засобів контролю сучасної елементної бази обмежена в основному матеріалами (менше елементами), що використовуються у виробі, але всі ці методики практично неприйнятні для оцінки якості функціональних систем і РЛС в цілому. Наявні розробки в цій галузі носять характер скоріше теоретичних досліджень, ніж методів практичної оцінки надійності конструктивних рівнів РЛС.

Дані випробувань і реальної експлуатації є обов'язковою основою будь-яких достовірних розрахунків надійності, але вони виявляються розрізненими, зібраними в різних умовах, за різними планами випробувань. Користувачі звинувачують виробника, останні — розробника, а разом — користувачів, тому виникає задача, як коректно (в певному сенсі) об'єднати наявні на всіх стадіях життєвого циклу дані з метою отримання найбільш достовірних результатів.

Частка військових ВЕТ в загальному обсязі у світі впала з 35 % в 1955 р. до 0.6 % у 2020 р. [15], що змушує розробника РЕА використовувати ВЕТ комерційної комплектації, у переліку яких (та й військової) не завжди є потрібний виріб. Тому розробнику РЛС ККП доводиться паралельно з розробкою самої РЛС вести розробку відсутніх комплектних елементів. Серед елементів, що випускаються, зазвичай є дуже небагато заявлених в ТУ вхідних і вихідних параметрів, близько 10, а для забезпечення проєктування необхідно як мінімум 25...30 (американські ТУ містили понад 30).

На відміну від віртуального проєктування у сучасних системах автоматичного проєктування (САПР) розробник РЛС ККП, використовуючи САПР власної розробки, здійснює реальне проєктування реальних виробів при відсутності у бібліотеці віртуального, а тим більше реального елемента і реальне виготовлення при відсутності даних про реальний рівень його надійності.

При такому проєктуванні найкращий варіант — це час очікування. Наприклад, виготовлені передавачі РЛС 5Н20 без амплітрона «Сервант» зберігалися більше шість місяців, чекаючи доукомплектування. Найгірший варіант, наприклад, коли вже встановлений в приймальний модуль РЛС 70М6 підсилювач не забезпечив потрібного посилення, що спричинило не тільки заміну підсилювача і зниження при цьому міцності золотих з'єднувачів, а й заміну корпуса модуля. Ось межі можливих ризиків, і як при проєктуванні в умовах великої невизначеності розробнику модуля оцінити допустимий ризик, достатність застосованих ним конструктивно-схемних заходів забезпечення надійності?

Однією з особливостей РЛС ККП є неминуча необхідність власних розробок і одиничного виготовлення, починаючи з елементної бази і аж до матеріалів, навіть при наявності виробників цієї номенклатури. Особливістю розробки РЛС ККП є те, що розробка оригінальних несерійних виробів відбувається без теоретичних досліджень. Так, наприклад, такими оригінальними виробами були для РЛС 5Н20 — високовольтні конденсатори для ліній формування (70 кВ) і водоохолоджувані резистори (потужністю до

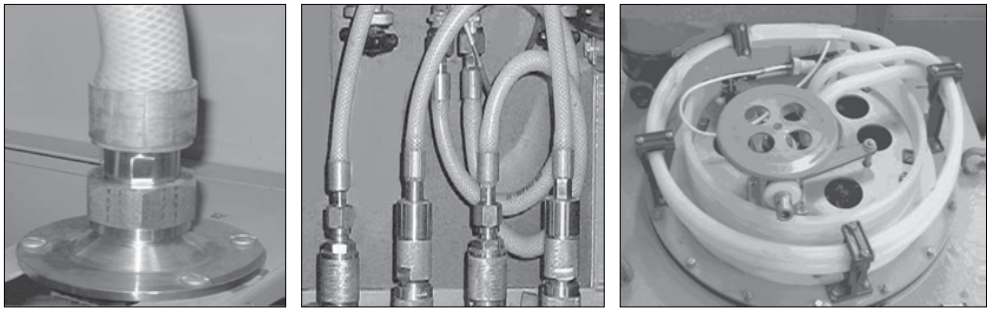

Рис. 2. Загальний вигляд елементів системи охолодження

320 кВт), для РЛС 90Н6 — надвисокочастотні (НВЧ) гібридні полоскові мікросхеми метрового діапазону та ін.

Виникає запитання, як правильно оцінити надійність власних розробок елементної бази в умовах одиничного, в кращому випадку дрібносерійного, виробництва при відсутності аналогів. Так, програми випробувань на відповідність механічним, кліматичним та іншим впливам стандартизовані, але як визначити номенклатуру і допуски параметрів, оцінити їхню інформативність в оцінці надійності. Тут не можна використовувати переліки параметрів, що характеризують стандартні вироби, що серійно випускаються промисловістю. Так, наприклад, виявилося, що надійність згаданих вище водоохолоджуваних резисторів, зокрема типових факторів, залежить від типу і характеристик холодоагента, від впливів НВЧ і ще багатьох чинників, випробування на залежність від яких не передбачені стандартами.

Дійсно, уніфікація сприяє зростанню серійності виробництва продукції, але реалізація серійності як РЛС в цілому, так і більшості її функціональних систем, крім, можливо, передавальної і приймальної, не є можливою. Низькі рівні уніфікації сприяють зростанню числа схемних рішень побудови всієї ієрархії РЛС, що в умовах відсутності аналогів створює труднощі і некоректність в оцінці надійності.

Застосування мікроелектронних технологій призвело до появи однієї з складних і не завжди просто вирішуваних задач з точки зору надійності — забезпечення теплового режиму (ЗТР) з необхідністю створення для цього спеціальної системи — СЗТР РЛС ККП. Для вирішення цієї проблеми потрібно застосовувати нові принципи побудови СЗТР, які не використовувались у світовій практиці.

Традиційно у перших поколіннях РЛС всі магістралі систем охолодження (наприклад, для РЛС 90Н6 близько 12 км завдовжки) виконувалися з труб, виготовлених з нержавіючих сталей певних сортаментів. Однак застосування такої технології призводило до появи нових специфічних проблем, пов'язаних з впливом агресивних середовищ в умовах НВЧ як на електричні, так і механічні параметри, внаслідок чого неможливо було забезпечити умови «окінцювання» труб, герметичність, роз'ємність з'єднань під напругою та ін. Крім підвищення вартості та ускладнення технологічних процесів формування трубопроводів для компактних конструкцій радіоапаратури це створило проблеми надійності та безпеки при роботі з охолоджуваними рідиною високовольтними пристроями, що працюють під напругою 35 кВ. Для вирішення цих проблем знадобилася власна розробка і застосування нового матеріалу для труб — поліетилену, армованого лавсаном. З метою нормалізації структури поліетилену і штучного старіння шланги піддавалися впливу потужного поля іонізаційного випромінювання. Така обробка дозволила отримати досить жорсткі шланги зі зменшеною усадкою поліетилену, які дозволяли проводити закріплення конструкцій металевої арматури. Випробування на надійність нових шлангів, розрахованих на тиск 8 і 16 атм, проводилися при тиску 50 атм. Загальний вигляд елементів системи охолодження наведено на рис. 2.

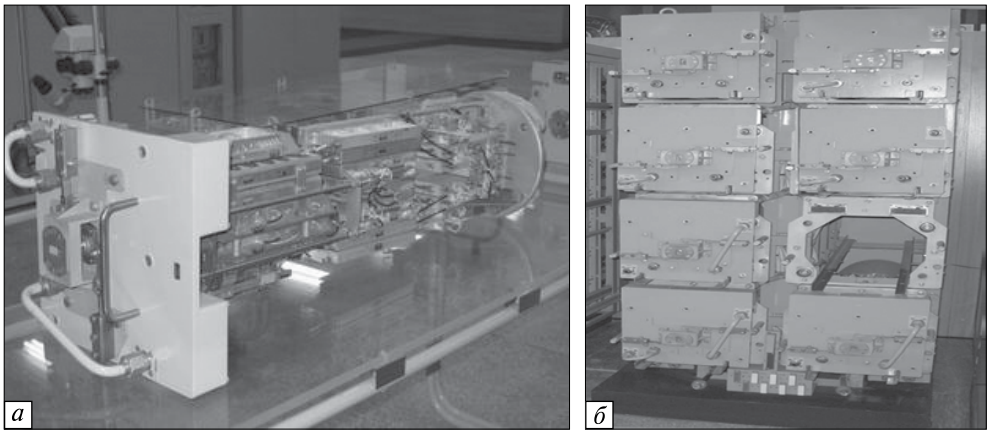

Рис. 3. Загальний вигляд приймального модуля (*а*) і вид в шафі РЛС 70М6 (*б*)

Забезпечення надійності функціонування РЛС ККП із застосуванням рідинної системи охолодження елементів, що працюють під високим потенціалом, вимагає вибору відповідного типу холодоагента, а застосування дистильованої деіонізованої води — вибору опору по таких ланцюгах. Це досягалося пропусканням рідини через конструкцію, омічний опір якої був значно вищим від опору стовпа охолоджувальної рідини ($R \approx 2$ МОм).

Виконання розводки всіх елементів систем охолодження передавального полотна фазованих антенних решіток (ФАР) такими шлангами дозволило вирішити проблему надійності, зокрема підвищення сейсмостійкості РЛС при одночасному зменшенні сумарної довжини магістралі охолодження (до 5 км).

При побудові рідинної системи охолодження РЛС ККП необхідно враховувати ту особливість, що її функціонування відбувається в умовах впливу НВЧ, що може викликати зміну фізичних і хімічних властивостей води. Електромагнітне поле змінює решітки молекул води, орієнтуючи певним чином диполі, збільшує протонну щільність у місцях пошкодження дипольних ланцюжків, а також змушує диполі осцилювати. Вплив НВЧ-випромінювання на воду призводить до утворення метастабільних кластерів, які надають їй властивості твердого тіла. Цілком резонно, що надійність об'єктів охолодження залежить від рівня контролю якості холодоагента. У складі РЛС ККП забезпечується тільки оцінка рівня і витрати холодоагента, а штатна лабораторія здійснює періодичний контроль його фізико-хімічних характеристик. До сих пір не вирішеним залишається питання оцінки впливу поточних параметрів холодоагента на надійність ФЗП. Тому доцільно вирішити задачу вибору таких параметрів, які мали б максимальну інформативність про поточний стан холодоагента для цілей побудови системи діагностування і прогнозування СЗТР.

Труднощі забезпечення надійності РЛС ККП зумовлені особливостями нового покоління техніки, рівнем інтеграції та щільністю упаковки елементної бази, через непридатність наявних базових несучих конструкцій (БНК) для нових поколінь РЛС ККП. Так, в РЛС перших поколінь — 5Н86 Дніпро — базові несучі конструкції (2ТШ) дозволяли розміщення в них до 40 функціональних осередків, а в 5Н20 і 70М6 застосовані БНК (7ТШ), що дозволяють розмістити в шафі понад 50 осередків по 160 мікросхем високого ступеня інтеграції в кожній. Незважаючи на мізерне споживання електроенергії кожної з мікросхем, загальне споживання приймальної шафи становило близько 5 кВт, тому для забезпечення надійності цифрових осередків приймального модуля потрібне також рідинне охолодження [8]. Загальний вигляд приймального модуля та розміщення його в шафі приймального полотна РЛС 70М6 показано на рис. 3.

Забезпечення надійності РЛС ККП зажадало розробки комбінованої системи охолодження

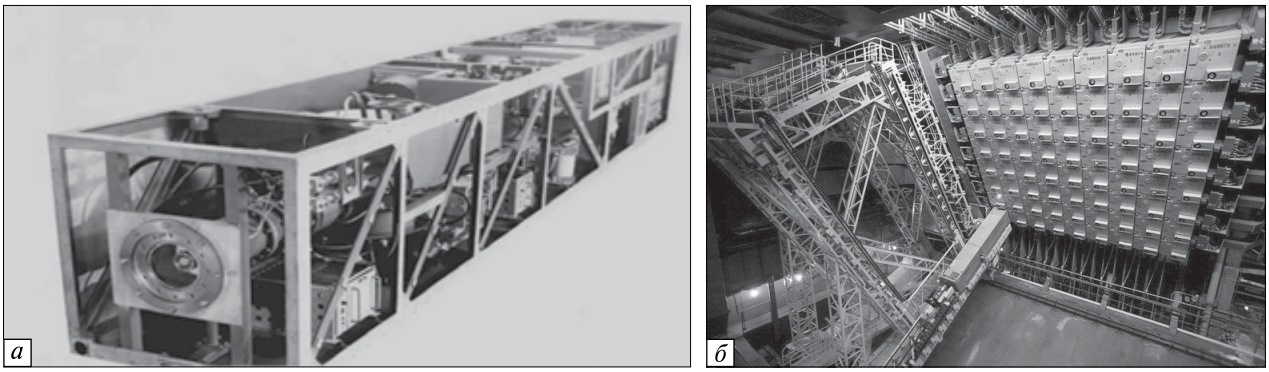

Рис. 4. Передавальний модуль: *а* — загальний вигляд (без електромагнітного екрана), *б* — в полотні фазованих антенних решіток

на рівні елемента з використанням різних видів охолодження. Наприклад, для охолодження анода амплітрона передавача РЛС 5Н20 застосовано рідинне охолодження, а його катодної ніжки (3 В, 3000 А) — повітряне охолодження за допомогою вентилятора власної розробки (20000 об/хв).

Однією з найбільш трудомістких і дорогих процедур програм забезпечення надійності РЛС ККП є випробування. Відомі методи контролю на відповідність технічним вимогам не можна застосувати у повному обсязі стандартних програм випробувань. Виготовлення та випробування можливі лише для осередків і шаф функціональних систем. Наприклад, виготовлення і випробування передавальних систем, що складаються з понад 1000 (РЛС 90Н6) і понад 5000 модулів-передавачів (РЛС 70М6), здійснювалися не на рівні функціональної системи, а на рівні модуля. В даний час просто не існує випробувального устаткування, яке б дозволяло проводити випробування, наприклад, передавального модуля РЛС 90Н6 ($0.8 \times 0.8 \times 6.0$ м, вага 2 Т), на вібро- і сейсмостійкість, температурно-вологісні випробування та ін., а тим більше випробування РЛС в цілому, тому оцінка надійності переноситься на місце експлуатації, де такі випробування також неможливі.

Загальний вигляд передавального модуля РЛС ККП і розміщення його в полотні ФАР наведено на рис. 4 (рис. 4, *б* відображає процес автоматичної заміни модуля за допомогою маніпулятора).

Часто рамки офіційної науки не дозволяють знайти рішення окремих проблем надійності. Наприклад, електроживлення амплітрона «Селен» у схемі високовольтного імпульсного трансформатора здійснюється шляхом застосування трансформатора з неприпустимим, з погляду науки, коефіцієнтом трансформації.

Щодо стадій життєвого циклу сучасна практика проєктування розглядає проєктну, виробничу і експлуатаційну надійність. Як показує проведений аналіз, розподіл факторів ненадійності залишається колишнім, і практично всі дослідники надійності роль окремих факторів оцінюють так: помилки проєктування — 40...45 %, помилки виробництва — 20 %, помилки експлуатації — 20 %, природний знос і старіння — 5 %. Але чи можна визначити проєктну надійність РЛС ККП, не маючи характеристик надійності на кожному з етапів проєктування, коли розрахунок проєктної та виробничої надійності можна розпочати лише у процесі виготовлення складових елементів? І чи можна вважати отриману оцінку коректною, якщо випробування здійснюються тільки для осередків, частково для шаф, але не доходять навіть до функціональної системи? Як оцінити ризик виробника РЛС і достовірність отриманих оцінок надійності при цьому?

Проблема проєктної надійності полягає в тому, що розробник змушений обмежуватися декларованою надійністю комплектних елементів, що входять в РЕА. Чинні стандарти загальнотехнічних вимог і методів контролю та випробувань для ВЕТ і РЕА не завжди ідентичні, а при аналізі вимог можна помітити безліч припущень типу

«не проводити», «поєднувати», висновків про «забезпечення надійності конструкцій» ВЕТ або навіть у складі РЛС. Наприклад, декларована надійність елементної бази гарантується в межах $10^{-7}...10^{-9}$ при температурах +125...150 °С, а гарантії надійності РЛС, побудованої на таких надійних елементах, при температурах $T \leq +60$ °С вже на порядки скромніші. Водночас, наскільки коректні, наприклад, випробування на довговічність при низькій температурі (LTOL), що проводяться при температурах, аналогічних РЛС (–60 °С): –55 °С (Actel), –65 °С (QuickLogic)?

Складність технічних систем і вимоги до показників їхньої надійності зростають із такою ж швидкістю, як і сама надійність елементів. Тому надійність в цілому багатьох складних технічних систем практично не збільшується, і це основна проблема надійності техніки на сучасному етапі розвитку. Проєктування складних технічних систем часто призводить до ситуації, коли оцінка адекватності проєктних рішень вимогам на розробку системи стає важко розв'язуваною задачею, що не виключає оцінки рішення вже в ході експлуатації у припущенні апріорі певного ризику.

З урахуванням зростання надійності ВЕТ цілком резонно засумніватися в обґрунтованості для РЕА такого тривалого збереження типів і змісту випробувань, що впливають на надійність — тому доцільним є науковий аналіз даного питання.

Реально виробнича надійність спрямована на забезпечення мінімальних витрат виготовлення. Однак, оскільки ступінь впливу виробничих факторів на надійність РЛС досить високий, необхідно оцінити достатність і коректність відомих методик розрахунку та розробити нові, які повніше будуть враховувати цей вплив.

Хоча в даний час, як і раніше, окремо розглядається надійність системи «людина-машина», але вже чітко видно тенденцію витіснення людини з технічного середовища. З урахуванням повної автоматизації роботи РЛС ККП доцільно виключити з традиційної класифікації експлуатаційну відмову, залишивши класифікацію не за причиною, а за місцем виникнення, що слід віднести на проєктування і виготовлення.

ЗІМ як елемент надійності має ряд особливостей, зокрема його оцінка розпочинається тільки на етапі спільної експлуатації. Особливості експлуатації РЛС ККП, які певною мірою стають відомі з моменту спільної експлуатації, створюють проблему неефективності забезпечення ЗІМ, яка посилюється тим, що на науковому рівні для таких систем на сьогоднішній день вона недостатньо розроблена, а на інженерному рівні — вирішується інтуїтивно. У складі РЛС ККП є ремонтний орган, забезпечений станційним ЗІМ, ремонтною документацією, стендовим і необхідним технологічним обладнанням для ремонту на якісному рівні виробника. Справедливо було б вважати, що надійність РЛС при зберіганні елементів в ЗІМ повинна бути вищою, але дослідження показали, що залишковий ресурс напівпровідникового елемента при введенні його в експлуатацію після зберігання протягом 10...20 років зменшився і становить 80 % від початкового середнього напрацювання до відмови. З огляду на реальний ресурс РЛС ККП цілком можливо очікувати такого ж порядку зниження її ресурсу при використанні елементів зі складу ЗІМ [6]. Виходячи з досвіду, більш важливим слід вважати питання не тільки і не стільки комплектації ЗІМ, скільки питання управління запасами для забезпечення надійності. Тому, незважаючи на невизначеність, вже на стадії проєктування доцільною є розробка моделі управління ЗІМ, що враховує реальні відмови, продуктивність РПБ, ступінь витрат, поновлення та ін., що сприяло б оптимізації та мінімізації витрат на забезпечення надійності РЛС ККП. Модель ЗІМ повинна стати елементом загальної моделі надійності РЛС ККП.

Для забезпечення працездатності системи необхідно дотримуватись певних законів організації технічних систем, зокрема закону надмірності. Практично для всіх поколінь РЕА введення різного роду надмірності означає резервування як метод підвищення надійності, але це веде до зростання масогабаритних характеристик, енергоспоживання і необхідності перевірки самого дублювального виробу. На сьогоднішній день кількість транзисторів в сучасних мікросхемах досягає декількох мільярдів, а кількість логічних

елементів — мільйонів, розроблено і адаптивні логічні елементи.

Очевидно, новий етап забезпечення надійності повинен бути пов'язаний з індивідуальною надійністю самих елементів систем шляхом резервування вже на рівні елемента. Сучасна елементна база вже виготовляється з резервуванням і має можливість резервування на рівні транзисторів, що дозволяє забезпечити надійність шляхом застосування реконфігурованої архітектури, оперативної реконфігурації всього елемента або його частини. При цьому проблему забезпечення надійності, яка за своєю суттю є технічною, можна вирішити тільки шляхом застосування вбудованих технічних засобів керування надійністю РЕА.

Створення функції реконфігурування РЕА вимагає нового стандарту взаємостосунків розробників ВЕТ і РЕА з заміною функції розробника РЕА як одержувача елемента з можливістю узгодження окремих режимів його застосування, характерною для попередніх взаємостосунків, на функцію співвиконавця розробки ВЕТ.

Проведення традиційного контролю вимагає припинення функціонування за цільовим призначенням. Отримані при цьому результати не є функціями часу, тобто не розкривають динаміку процесів, що неприйнятно для РЛС ККП. Цілком очевидно, що тільки автоматичний контроль стану РЛС в масштабі реального часу здатний проводити аналіз поточної надійності без припинення цільового застосування.

Рівень контролепригодности, великий обсяг і рівень інформативності необхідних параметрів контролю створили проблему, пов'язану з вибором параметрів контролю сучасного покоління РЕА, і рішення цієї важливої наукової задачі може зробити істотний вплив на реальну надійність. Внаслідок низької інформативної здатності контрольованих параметрів сучасних цифрових виробів особливого значення набуває вибір ознак стану об'єкта, що мають максимальну інформативність. Сьогодні руйнування має розглядатися не як критична подія, а як поступовий кінетичний термоактиваційний процес. Сучасні ВЕТ є термодинамічними системами, функцією стану яких є температура. Проведені дослідження традиційних характеристик цифрових пристроїв показали їхню низьку інформативність, відсутність чутливості до температурного фактора, який є основним активаційним фактором процесу деградації [2]. З практичної точки зору цілком очевидним є бажання, щоб число ознак розпізнавання стану елемента було мінімальним, а через те що межі такої мінімальності немає, то принципово можливе застосування однієї ознаки, яка має розпізнавальну здатність і доступність визначення цієї відмінності.

І таким параметром може бути температура як функція часу — загальний фактор відмови незалежно від типу механічних або електронних складових надійності. Використання температури як інформативної ознаки стану здатне забезпечити високу чутливість до процесів зміни індивідуального стану елемента. Багато сучасних цифрових ВЕТ вже мають у своїй структурі давачі температури, що істотно спрощує можливість побудови вбудованих систем перманентного діагностування та прогнозування при безперервному збереженні функції цільового застосування [7].

Сучасні тенденції в мікроелектроніці торкнулися і консервативного розуміння конструктивно-ієрархічного розбиття РЛС. Реальністю сьогоднішнього дня стає реалізація у межах однієї мікросхеми функціонально закінчених виробів різної ієрархії. Поєднання двох протилежних процесів мікромініатюризації та інтеграції призводить до того, що все складніші пристрої можуть бути реалізовані у межах виробів мікроелектроніки.

Як скласти конструктивно-ієрархічну схему розбиття РЕА, проєктуючи на сучасних інтегральних мікросхемах, маючи нормативну схему розбиття, що становить перший і наступний рівні, як це врахувати при оцінці надійності нового покоління виробів мікроелектроніки в складі РЕА?

Друкована плата є основним конструктивним елементом сучасної радіоелектронної апаратури. При цьому було здійснено перехід від ліній до площини, від односторонніх друкованих плат до двосторонніх і багатошарових друкованих плат з розміщенням не тільки на поверхні, але і всередині обсязі підкладки.

Багатошаровість — риса сучасних РЛС ККП, наприклад в РЛС 5Н20 застосовано 26-шарову

плату і 6-шарову плату НВЧ на кераміці. На даному етапі розвитку технології вже реально відбувається розмивання межі між двома поняттями «друкована плата» і «друкований вузол». Що реально може оцінити розробник багатошарової плати, використовуючи нормативні методики випробувань механічних, кліматичних та інших чинників, відповідність (невідповідність) якого рівня забезпечена та ін.?

Застосування мікроелектронних технологій виявило тенденцію підвищення рівня ієрархії невідновлення (з рівня ВЕТ на рівень осередка), а, з огляду на обмежену відновлюваність осередків, актуальними є фундаментально-прикладні дослідження надійності сучасних виробів.

Одна зі складних причин відмов апаратури, яка важко піддається контролю у складі РЛС ККП, зумовлена неякісним електричним з'єднанням. Наприклад, відмова діода «Костяниця», розмір якого в краплі герметизаційного компаунда становить близько 2 мм, була зумовлена невідповідністю його теплових режимів тепловим режимам роботи в складі РЛС внаслідок застосування стандартного припою. Усунення причини відмови стало можливим за рахунок застосування припою на основі індієвих сплавів. Відпрацьована технологія традиційної пайки дозволяла отримувати паяні з'єднання високої якості на основі свинцю, але директивою ROHS (Обмеження застосування шкідливих речовин) сучасний монтаж повинен здійснюватися у безсвинцевому виконанні, що робить більш високою втому паяних з'єднань [14].

При розгляді надійності технічних пристроїв зазвичай передбачається, що вони мають два можливих стани — працездатний і непрацездатний, при цьому РЛС ККП нормативно віднесено до виробів з числом станів більше двох, хоча не завжди очевидно, який із станів слід вважати непрацездатним. Чи можна, наприклад, стан ФАР або багатоканальних приймально-передавальних систем РЛС ККП вважати непрацездатним в разі відмови одного виробу при збереженні працездатності тисячі інших? Незважаючи на численні роботи, що стосуються запобігання раптових відмов, в сучасній техніці як і раніше більший відсоток відмов припадає на раптові відмови, а надійність є ймовірнісною характеристикою виробів. При сучасній швидкості розвитку напівпровідникової технології чекати результатів стандартних випробувань на надійність малоперспективно — потрібно створювати базу даних «вбудованої» надійності з апріорною інформацією.

Тому вважаємо за доцільне створення вбудованих в елементну базу моделей надійності, коли в ході проєктування і випробувань розробник ВЕТ створює модель надійності елемента у вигляді, придатному для побудови на її основі системи контролю ФЗП. Інакше кажучи, сам елемент повинен містити власну вбудовану модель надійності, яку можна підтвердити або спростувати і уточнити (аж до побудови нової) на наступних стадіях проєктування і експлуатації РЛС з використанням лише програмних засобів. Таку ж роботу має виконати і розробник РЛС, який вже на стадії проєктування проводить розробку вбудованого банку станів і можливих реконфігурацій з урахуванням вбудованої моделі надійності ВЕТ. Створення вбудованих в елементну базу моделей надійності дозволить створити систему збору, накопичення та аналізу — єдину для всіх стадій життєвого циклу РЛС.

Одним з факторів, що впливають на надійність, є програмне забезпечення (ПЗ), і одною з помилок сучасних розробників є віра в те, що ПЗ позбавлене помилок, хоча в останні роки до 80 % всього ПЗ розроблялося методом «code and fix» (кодування і виправлення помилок). Водночас, як показує практика, що складніше і об'ємніше ПЗ, то більше у ньому дефектів [12]. Повне тестування складних програмних систем неможливе принципово, і реально перевірити можна тільки невелику частину з усього простору можливих станів програми [17]. Сьогодні поняття «функціональна система» доцільно замінити на поняття «функціонально-програмна система», під яким слід розуміти функціонально закінчену сукупність складових частин виробу, зокрема і ПЗ з властивістю перестроювання своєї структури. Подання структур і проєктування РЛС у вигляді сукупності функціонально-програмних систем, що взаємодіють між собою, призводить до необхідності по-новому визначати показники надійності РЛС.

Потрібно відзначити, що частка програмно виконуваних функцій безперервно зростає, наприклад, для бойового літака вона виросла від 8 % (F-4 Phantom) в 1960-ті роки до 80 % (F-22 Raptor) в 2000 р. [16]. Такі ж тенденції, і навіть більш значні, характерні і для РЛС ККП. Це особливо важливо враховувати тому, що програмні засоби є одним з найбільш ймовірних джерел відмов навіть при використанні традиційних методів резервування.

Не можна залишити поза увагою вплив технології механічної обробки на надійність основних функціональних систем РЛС ККП. При проєктуванні механічних систем більшість елементів проєктується і виготовляється саме для даної системи, і їхні характеристики надійності при проєктуванні просто невідомі, а для мікроелектронних виробів надійність залежить від точності виготовлення. Наприклад, допуск для габаритних розмірів модуля передавача (0.8 × × 0.8 × 6.0 м) не більше 2 мм, 600 прецизійних отворів на чотирьох стінах хвилеводу (34 × 72 мм) виготовляються з мікронним позиціонуванням.

Тому значна частина технологічних процесів виготовлення РЛС ККП, особливо останніх поколінь, вже ведеться по «безпаперових технологіях»: виготовлення друкованих плат і осередків — близько 100 %, НВЧ підкладок і виробів на їхній основі — близько 80 %, механічна обробка — понад 50 %. При цьому забезпечується автоматизований безлюдний процес обробки деталей, використовуються обробні центри з магазинами інструментів, з вбудованими системами контролю як кожної операції, так і самих інструментів. Однак і тут необхідні інструменти врахування ризику, зумовленого повними або частковими відмовами ПЗ.

ВИСНОВКИ

Таким чином, при проєктуванні і виготовленні РЛС ККП є ряд специфічних особливостей, які ускладнюють забезпечення їхньої надійності.

Рішення задач надійності має здійснюватися не тільки в ключі спроб уникнення катастроф, а й бути спрямованим на забезпечення передбачуваного функціонування, що вимагає подальших досліджень проблем як фундаментальної, так і прикладної надійності сучасного покоління складних технічних систем.

Наведені особливості проєктування та забезпечення надійності РЛС ККП, що враховують досвід проєктування реальних поколінь РЛС ККП, не претендують на повноту відображення і представлені для обговорення в широкому колі фахівців і розробників складних технічних систем з метою пошуку нових ефективних способів забезпечення надійності складних технічних систем.

ЛІТЕРАТУРА

1. Агамиров Л. В., Остяков Ю. А., Соколов В. П., Шевченко И. В. *Обеспечение надежности и безопасности сложных технических систем*. Москва: Изд-во МЭИ, 2016. 131 с.
2. Азаренков В. И. К вопросу обеспечения надежности радиоэлектронной аппаратуры средств вооружения и военной техники. *Системи озброєння і військова техніка*. 2016. № 1(45). С. 133—139.
3. Боев С. Ф. *Управление рисками проектирования и создания радиолокационных станций дальнего обнаружения*. Москва: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2017. 430 с.
4. Жаднов В. В. *Анализ моделей прогнозирования и расчета надежности комплектующих элементов бортовой электронной аппаратуры*. Надежность и качество: Труды междунар. симп., 2013. Т. 1. С. 28—31.
5. Клочкова Д. В., Сидняев Н. И. Основные факторы эксплуатационной надежности мощных передающих установок. *Наука и инновации*. 2013. Вып. 12. С. 1—19.
6. Лаврич Ю. Н. *Исследование влияния длительного хранения на характеристики солнечных батарей*. Полупроводниковые материалы, информационные технологии и фотовольтаика: Труды 2-й Международной научно-практическая конференции (2013, Кременчуг). Кременчуг, 2013. С. 79—80.
7. Лаврич Ю. Н. Тепловой мониторинг как метод оценки технического состояния цифровых радиоэлектронных систем. *Технология и конструирование в электронной аппаратуре*. 2015. № 4. С. 36—41.
8. Лаврич Ю. Н. *Особенности обеспечения теплового режима мощных радиопередающих систем*. Современные информационные и электронные технологии: Труды 16 Международной научно-практическая конференции (2015, Одесса). Одесса, 2015. С. 140—141.

9. Литвиненко Р. С., Багаев А. В., Ямщиков А. С. Практическое применение показательного закона распределения при оценивании надежности технических объектов. *Науч. альманах*. 2016. № 9-10 (23). С. 427—431.
10. Литвиненко Р. С., Идиятуллин Р. Г., Аухадеев А. Э. Анализ использования показательного распределения в теории надежности технических систем. *Надежность и качество сложных систем*. 2016. № 2 (14). С. 17—22.
11. Максименков А., Долин М. Основные направления развития РЛС систем предупреждения о ракетно-ядерном ударе и контроля космического пространства США. *Зарубежное военное обозрение*. 2007. № 9. С. 37—66.
12. Марковский А. С., Самонов А. В., Свеколкин Н. И. Место и роль процессов контроля качества в жизненном цикле программных средств систем вооружения. *Тр. Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского*. 2016. С. 119—128.
13. Щербак Л. Н. Аксиомы теории надежности. *Електроніка та системи управління*. 2011. № 3(29). С. 41—148.
14. Directive 2011/65/EU of the European Parliament and of the Council of 8 June 2011 on the restriction of the use of certain hazardous substances in electrical and electronic equipment Text with EEA relevance OJ L 174, 1.7. — 2011. P. 88—110.
15. Green T., Terlizzi T. New Technology Challenges in Military Space. *Microcircuits. Test, Assembly & Packaging Times*. 2014. **5**, No. 4. P. 39—45.
16. Hansen M., Nesbit R. F. *Report of the Defense Science Board Task Force on Defense Software*. Washington: Defense Science Board, 2000. 59 p.
17. Ushakov I. A. Reliability: past, present, future. *Reliability: Theory & Applications*. 2006. № 1. P. 17—27.
18. Wong Kam L. What is wrong with the existing reliability prediction method? *Quality and Reliability Engineering International*. 1990. P. 251—257.

Стаття надійшла до редакції 06.08.2020

REFERENCES

1. Agamirov L. V., Ostyakov Yu. A., Sokolov V. P., Shevchenko I. V. (2016). *Ensuring the reliability and safety of complex technical systems*. Moscow: MSTU [in Russian].
2. Azarenkov V. I. (2016). On the issue of ensuring the reliability of electronic equipment of weapons and military equipment. *Technology and design in electronic equipment,* № 1(45), 133–139 [in Russian].
3. Boev S. F. (2017). *The risk management of design and creation of early warning radars*. Moscow: MSTU [in Russian].
4. Zhdanov V. V. (2013). *Analysis of forecasting models and calculation of reliability of component parts of on-board electronic equipment.* Reliability and quality: Proceedings of the international symposium, **1**, 28—31 [in Russian].
5. Klochkova D. V., Sidnyaev N. I. (2013). The main factors of operational reliability of powerful transmission units. *Science and innovation*, 12, 1—19 [in Russian].
6. Lavrich Yu. N. (2013). *Study of the effect of long-term storage on the characteristics of solar cells*. Proceedings of "Semiconductor materials, information technology and photovoltaics" (Kremenchug, 2013), 79—80 [in Russian].
7. Lavrich Yu. N. (2015). Thermal monitoring as a method for assessing the technical condition of digital electronic systems. *Technology and design in electronic equipment,* № 4, 36–41 [in Russian].
8. Lavrich Yu. N. (2015). *Features of ensuring the thermal regime of powerful radio transmitting systems*. Proceedings of "Modern information and electronic technologies": 16th International Scientific and Practical Conferenc (Odessa, 2015*)*, 140—141 [in Russian].
9. Litvinenko R. S., Bagaev A. V., Yamschikov A. S. (2016). The practical application of the exponential distribution law in assessing the reliability of technical objects. *Scientific Almanac,* № 9-10(23), 427—431 [in Russian].
10. Litvinenko R. S., Idiyatulin R. G., Auhadeev A. E. (2016). Analysis of the use of exponential distribution in the theory of *reliability* of technical systems *Reliability and quality of complex systems.* 2 (14), 17—22 [in Russian].
11. Maximenkov A., Dolin M. (2007). The main directions of the development of radar warning systems for nuclear missile strike and space control of the United States. *Foreign military review*, № 9, 37—66.
12. Markovskiy A. S., Samsonov A. V., Svekolkin N. I. (2016) Place and role of quality control processes in the life cycle of weapons systems software. *Proceedings of the Military Space Academy named after A. F. Mozhaisky*, 119—128 [in Russian].
13. Scherbak L. N. (2011). Axioms of Reliability Theory. *Electronics and control systems,* № 3(29), 141—148 [in Russian].
14. Directive 2011/65/EU of the European Parliament and of the Council of 8 June 2011 on the restriction of the use of certain hazardous substances in electrical and electronic equipment Text with EEA relevance OJ L 174, 1.7, 88–110.
15. Green T., Terlizzi T. (2014). New Technology Challenges in Military Space. *Microcircuits. Test, Assembly & Packaging Times*, **5**(4), 39—45.
16. Hansen M., Nesbit M. (2000). *Report of the Defense Science Board Task Force on Defense Software*. Washington: Defense Science Board, 59 p.

17. Ushakov I. A. (2006). Reliability: past, present, future. *Reliability: Theory & Applications,* № 1, 17–27.
18. Wong Kam L. (1990). What is wrong with the existing reliability prediction method? *Quality and Reliability Engineering International,* 251—257.

Received 06.08.2020

Yu. N. Lavrich[1], Ph. D. in Tech. Sci., Leading Researcher
E-mail: lavrich@westa-inter.com
S. V. Plaksin[1], Dr. Sci. in Phys.&Math., Senior Researcher
L. M. Pogorelaja[1], Junior Researcher
N. I. Bistrov[2], Chief Designer, Director

[1]Institute of Transport Systems and Technologies of the National Academy of Sciences of Ukraine
5, Pysarzhevskyi Str., Dnipro, 49005 Ukraine
[2] JSC "DB "Dniprovske"
34, Budivelnykiv Str., Dnipro, 49089 Ukraine

SOME FEATURES OF THE APPLIED RELIABILITY OF SPACE CONTROL RADAR STATIONS

Context. The space control radar stations (SCRS) carry out extremely important functions, therefore, they must be extremely reliable, and ensuring reliability is one of the key requirements at all stages of their life cycle.

Objective. The goal of the work is to analyze some aspects of ensuring reliability, caused by the peculiarities of the process of developing and manufacturing SCRS for space monitoring, and to substantiate the possibility to use the domestic developer experience in solving reliability problems in new samples.

Method. We use the comparative analysis of the existing standards, the standard of the Chief Designer, and methods of development, manufacturing, and testing of complex technical systems.

Results. Some of the characteristic features of SCRS are given: uniqueness, single production, low repeatability and a wide product range, the impossibility of manufacturing and testing functionally complete systems directly under the manufacturer's conditions. A number of features of design and manufacturing according to the standard of the Chief Designer, which are absent in the existing standards, are considered. The need to develop new regulatory documentation that takes into account the specifics of the design and manufacture of SCRS is justified. From the operational point of view, a number of specific scientific and practical solutions for ensuring the reliability of SCRS of a domestic developer, which can be used in further developments, are presented. It has been established that many terms in the modern theory of reliability do not have an applied focus and do not allow increasing the accuracy of classifying the state of an object. It is shown that the creation of new generations of space monitoring radar stations is accompanied by the emergence of new scientific and practical tasks unknown to science, the solution of which is connected with the use of new scientific ideas and with the own developments of component elements. We have shown that the use of the existing elemental base in the design of space monitoring radar creates difficulties in ensuring the reliability of hierarchical levels since testing by existing standards is possible only for lower levels of hierarchy. It is established that the existing standards of general technical requirements and methods of control and testing for products and radar stations are not always identical, and it is impossible to ensure that by applying a highly reliable element base, we shall receive the same radar station reliability. Obviously, the new stage of ensuring reliability must be associated with the individual reliability of the elements themselves. It justifies the importance of the scientific task associated with the choice of control parameters of the modern generation of radar stations in the conditions of the impossibility of applying traditional control, which requires the interruption of their operation. The temperature as a function of time is proposed as a parameter for estimating the state of products. A number of ways were proposed to ensure the reliability of new generations of space monitoring radar stations based on the use of new information signals, as well as reliability models built into the element base to create a system for collecting, storing, and analyzing information — the same for all stages of the radio-electronic equipment lifetime.

Conclusions. Taking into account the features of the design and manufacture of space monitoring radar stations and the practical experience of a domestic developer to solve reliability problems will ensure the creation of technology of highly reliable generations of space control radars and the development of stations of a "high factory readiness".

***Keywords*:** space monitoring radar, applied reliability, element base, documentation of the Chief Designer, built-in reliability.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.028
УДК 520.88

О. М. КОЖУХОВ, нач. лаб., канд. техн. наук
ORCID ID: https://orcid.org/0000-0002-3858-9389
E-mail: a.m.kozhukhov@gmail.com

Центр прийому і обробки спеціальної інформації та контролю навігаційного поля Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України
с. Залісці, Дунаєвецький р-н, Хмельницька обл., Україна, 32444

ПЕРЕПУСКНА СПРОМОЖНІСТЬ ОПТИЧНОГО ТЕЛЕСКОПА ДЛЯ СПОСТЕРЕЖЕННЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів оптичними засобами (телескопами) є досить складним завданням, що потребує апаратури з відповідними характеристиками. Однією з головних характеристик оптичних засобів для спостережень низькоорбітальних космічних об'єктів може вважатися перепускна спроможність.

У роботі запропоновано підхід до теоретичної оцінки перепускної спроможності оптичного телескопа при спостереженні низькоорбітальних космічних об'єктів. В його основі лежить уявлення про телескоп як систему масового обслуговування. Дана система масового обслуговування може бути різного типу, в залежності від методів спостережень. Вхідним потоком заявок в даній системі масового обслуговування є потік проходжень низькоорбітальних космічних об'єктів через зону огляду даного телескопа, а вихідним — потік проходжень, що спостерігалися. Як середній час обслуговування використовується середній загальний час, витрачений на спостереження одного низькоорбітального космічного об'єкта. Кількісні характеристики цих величин можуть бути отримані в результаті моделювання проходжень низькоорбітальних космічних об'єктів через зону огляду конкретного телескопа. За головну оцінювану характеристику обрано абсолютну перепускну спроможність системи масового обслуговування.

Наведено приклад оцінки характеристик подібної системи масового обслуговування на базі квантово-оптичної станції «Сажень-С» Центру прийому і обробки спеціальної інформації та контролю навігаційного поля Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України. Запропоновано можливі шляхи підвищення перепускної спроможності квантово-оптичної станції «Сажень-С» при спостереженні низькоорбітальних космічних об'єктів.

***Ключові слова**: низькоорбітальні космічні об'єкти, оптичні спостереження, системи масового обслуговування.*

ВСТУП

Спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів (НОКО) оптичними телескопами можна виділити як окремий підвид астрономічних оптичних спостережень.

Основними особливостями НОКО як об'єктів спостереження є значна кількість таких об'єктів, що одночасно перебувають в зоні спостереження телескопа [17], висока швидкість їхнього видимого руху (до 2°/с) і порівняно мала тривалість перебування в зоні спостереження [7, 17]. Все це висуває дуже специфічні вимоги до характеристик апаратури, методів спостережень і навіть до місць розташування телескопів для спостереження НОКО [17].

Одним з параметрів, що характеризують оптичний телескоп як інструмент для спостереження НОКО, є його перепускна спроможність. В даному випадку під перепускною спроможністю розуміється кількість НОКО, яка може спо-

Цитування: Кожухов О. М. Перепускна спроможність оптичного телескопа для спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 28—38. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.028

стерігатися телескопом за заданий інтервал часу. Зазвичай за такий інтервал використовується ніч спостережень. Найчастіше оцінка перепускної спроможності здійснюється емпірично, на основі аналізу роботи телескопа за тривалий період часу [7, 16, 18].

Такий варіант оцінки можна використати не завжди. Наприклад, при створенні нових телескопів, основним завданням яких буде саме спостереження НОКО, необхідно знати основні параметри, що впливають на перепускну спроможність, щоб врахувати їх ще на етапі проєктування. Таким чином, виникає необхідність створення методу теоретичної попередньої оцінки перепускної спроможності телескопа для спостереження НОКО на підставі його технічних характеристик і режимів (методів) спостережень, а також особливостей спостережуваних гаються об'єктів.

Такі підходи, що базуються на моделях розподілу об'єктів і на характеристиках обладнання, неодноразово використовувалися при оцінці можливостей наявних і перспективних астероїдних оглядів [13—15, 20]. Робіт, які б розглядали попередню оцінку можливостей оптичних телескопів зі спостереження НОКО, знайдено не було.

1. ОСНОВНІ РЕЖИМИ СПОСТЕРЕЖЕННЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Телескопи для спостереження НОКО, в залежності від режиму спостережень умовно можна поділити на два основних типи (рис. 1).

Телескопи для спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів, що працюють в режимі механічного супроводу. Телескоп супроводжує НОКО при його прольоті через зону огляду (режим С, рис. 1, *а*). Механічний супровід (далі просто супровід) НОКО може здійснюватися протягом всього часу перебування НОКО в зоні огляду телескопа або якогось фіксованого відрізку часу. Даний режим спостережень висуває найжорсткіші вимоги до монтування — воно повинне не тільки мати порівняно високу швидкість руху (не менше 1.5°/с для впевненого супроводу НОКО), але і високу точність відстеження положення телескопа. Режим супроводу дозволяє отримувати як координатну (позиційну), так і некоординатну інформацію про НОКО. Мабуть, тільки в цьому режимі можливе отримання якісної некоординатної інформації, тому що він забезпечує найбільше відношення «сигнал/шум» (ВСШ) для НОКО без додаткової обробки. Крім того, такий режим дозволяє проводити спостереження НОКО зі слабким блиском через можливість використання порівняно довгих експозицій. При цьому такі телескопи

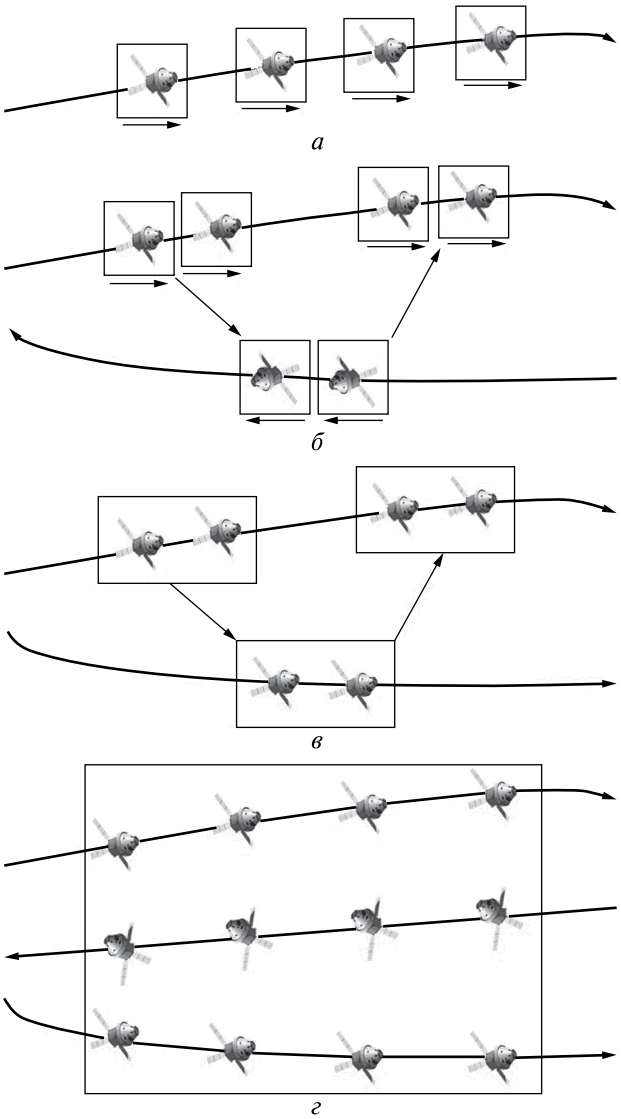

Рис. 1. Можливі режими роботи телескопів для спостереження НОКО: *а* — «супровід», режим С, *б* — «супровід з перенаведенням», режим СП, *в* — «на проліт з перенаведенням», режим ПП, *г* — «оптичний бар'єр», режим П

можуть мати порівняно невеликі поля зору та вимагають заздалегідь розрахованих цілевказівок (ЦВ) за якими ведеться спостереження НОКО. Компенсація похибок ЦВ у таких телескопах здійснюється через корекцію параметрів руху монтування.

Прикладами вітчизняних телескопів спостереження НОКО є квантово-оптична станція «Сажень-С» Центру прийому і обробки спеціальної інформації та контролю навігаційного поля (ЦПОСІ та КНП, с. Залісці, Дунаєвецький район, Хмельницька обл.) [6] і телескоп КТ-50 науково-дослідного інституту «Астрономічна обсерваторія» Одеського національного університету ім. І. І. Мечникова (НДІ АО ОНУ) [19].

Слід також додати, що при отриманні тільки координатної інформації такі телескопи можна використовувати в режимі з перенаведенням — на трасі проходження НОКО спостереження здійснюються на окремих ділянках. Після закінчення спостережень на одній ділянці здійснюється перехід на ділянку спостережень іншого НОКО, а після його спостережень — перенаведення на наступний НОКО або на наступну ділянку спостереження попереднього (режим СП, рис. 1, *б*).

Телескопи для спостереження НОКО, що працюють в режимі «на проліт», фіксують проходження НОКО через своє поле зору, залишаючись нерухомими. Для підвищення ВСШ НОКО, що спостерігаються, застосовуються спеціальні методи попередньої обробки спостережень, наприклад метод синхронного накопичення телевізійних кадрів [8, 10]. Такі телескопи, при наявності автоматичної системи керування і планування спостережень [7], мають можливість досить швидко пересуватися у нове положення для спостережень наступних НОКО (режим ПП, рис. 1, *в*). Вони також вимагають цілевказівок для спостережень НОКО, але їхнє поле зору має бути більшим, ніж у телескопів, що працюють в режимі супроводу. У такому режимі можливо тільки отримання позиційних спостережень (або тільки відповідних фрагментів некоординатної інформації). Прикладом телескопів, що працюють в такому режимі, є телескопи Науково-дослідного інституту «Миколаївська астрономічна обсерваторія» (НДІ МАО) [7, 8, 10].

Різновидом таких телескопів є телескопи спостереження НОКО в режимі «оптичний бар'єр». Вони зазвичай спостерігають одну ділянку неба протягом всієї ночі, фіксуючи усі прольоти НОКО через своє поле зору (режим П, рис. 1, *г*). Даний режим роботи телескопа характеризується мінімальною проникною силою (але її також можна спробувати підвищити за рахунок спеціальних методів обробки) і дозволяє проводити тільки позиційні спостереження (хоча зараз вже є спроби отримання некоординатної інформації у такому режимі [11, 12]) на порівняно короткому часовому інтервалі, але не вимагає ЦВ, і може серйозно перевершувати вищенаведені режими за кількістю НОКО, які спостерігаються за ніч. Для забезпечення останньої переваги телескопи, які працюють у режимі «оптичний бар'єр», повинні мати великі поля зору [9], або навіть складатися з декількох об'єктивів [12].

Наведена вище класифікація є дещо умовною. Наприклад, телескопи, які спостерігають НОКО в режимі супроводу, можуть використовуватися і в інших режимах («на проліт», «оптичний бар'єр») при відповідних налаштуваннях системи управління. В свою чергу, телескопи спостереження НОКО, що працюють в режимі «на проліт», можуть використовуватися і в режимі «оптичний бар'єр».

2. МОДЕЛЬ ОПТИЧНОГО ТЕЛЕСКОПА ЯК СИСТЕМИ МАСОВОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ДЛЯ СПОСТЕРЕЖЕННЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

2.1. ***Короткі відомості про системи масового обслуговування.*** Теорія масового обслуговування (теорія черг) — розділ теорії ймовірностей, що займається вивченням випадкових процесів у системах обслуговування (системах масового обслуговування, СМО) із застосуванням до їхньої раціональної побудови [3]. Також теорія черг використовується для вирішення відповідних завдань в теорії дослідження операцій.

Як СМО зазвичай виступає математична модель, яку можна охарактеризувати набором термінів, які беруться від реальних систем [3]. Модель СМО включає опис потоку вхідних заявок (вимог, споживачів), які потребують обслугову-

вання, каналів обслуговування (приладів, ліній), кожен з яких одночасно обслуговує одну заявку, опис розподілу часу обслуговування і дисципліни обслуговування. Більш детальна інформація про характеристики і класифікації СМО викладена, наприклад, у роботах [1—3, 5].

Як вхідний потік заявок у найпростіших СМО найчастіше розглядається дискретний ординарний (ймовірність того, що в конкретний момент часу прийде більше однієї заявки, наближається до нуля), стаціонарний (характеристики потоку не змінюються в часі) потік без післядії (ймовірність появи наступної заявки не залежить від попередніх), який вважається розподіленим за законом Пуассона [1, 2, 5]:

$$P_n = \frac{\lambda\tau^n}{n!}\mathrm{e}^{-\lambda\tau},$$

де P_n — ймовірність того, що за час τ з'явиться рівно n заявок, λ — інтенсивність потоку заявок за одиницю часу.

У цьому випадку інтервал між заявками розподіляється за показовим (експоненціальним) законом:

$$f(t) = \lambda\mathrm{e}^{-\lambda t},\ (t > 0).$$

Час обслуговування заявок у СМО також вважається розподіленим за показовим законом:

$$f(t) = \mu\mathrm{e}^{-\mu t},\ (t > 0),$$

де $\mu = 1/\overline{t}_{\text{об}}$ — інтенсивність обслуговування заявок, $\overline{t}_{\text{об}}$ — середній час обслуговування однієї заявки.

Як було зазначено вище, теорія черг має справу із випадковими процесами. На перший погляд, спостереження відомих НОКО за ЦВ не можуть вважатися випадковим процесом. Але ЦВ навіть для НОКО із добре відомою орбітою мають похибки (у першу чергу за рахунок похибок моделей, що використовуються під час їхнього розрахунку). Такі величини, як час входу НОКО у зону огляду телескопа та час його проходження через дану зону відомі не точно, й можуть вважатися випадковими. Окремо слід відмітити дуже велику кількість НОКО [17], що рухаються по дуже різних, до того ж збурених орбітах. Це є ще одним аргументом розглядати процес їхнього спостереження як випадковий для спостерігача. Безумовно, це деяка ідеалізація, як і застосування будь-якої моделі є лише наближенням до дійсності. Тому автор вважає, що процес проходження НОКО через зону огляду телескопа та процес їхнього спостереження теж можливо вважати випадковими та аналізувати (щонайменше у першому наближенні) за допомогою математичного апарату теорії черг.

2.2. ***Оптичний телескоп як система масового обслуговування для спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів.*** Найбільш простим випадком є телескопи, які працюють в режимі «оптичний бар'єр» (режим П). Вони можуть розглядатися як *багатоканальні СМО з безліччю каналів* (тобто одночасно може спостерігатися практично будь-яка реально можлива кількість НОКО), а їхня перепускна спроможність визначається тільки кількістю НОКО, що проходять через поле зору та мають видимий блиск рівний або яскравіший ніж проникна сила даних інструментів.

З точки зору теорії масового обслуговування телескопи, які працюють в режимі супроводу (режим С), можна вважати *одноканальними СМО*. Вхідним потоком заявок в цьому випадку є потік проходжень НОКО через зону огляду телескопа, а середнім часом обслуговування — сума середнього часу $\overline{t}_{\text{с}}$ спостереження, який дорівнює середньому часу проходження НОКО через зону огляду телескопа, середнього часу $\overline{t}_{\text{р}}$ прийняття рішення, який НОКО буде спостерігатися наступним, та середнього часу $\overline{t}_{\text{пн}}$ перенаведення на новий НОКО:

$$\overline{t}_{\text{об}} = \overline{t}_{\text{р}} + \overline{t}_{\text{пн}} + \overline{t}_{\text{с}}, \qquad (1)$$

де $\overline{t}_{\text{пн}} = \overline{t}'_{\text{оч}} + \overline{t}'_{\text{пн}}$; $\overline{t}'_{\text{оч}}$ — середній час очікування НОКО перед початком спостережень (входу НОКО у зону огляду телескопа), $\overline{t}'_{\text{пн}}$ — безпосередньо середній час перенаведення на новий НОКО.

Якщо супровід здійснюється протягом всього часу перебування НОКО в зоні огляду, то такий телескоп може розглядатися як *одноканальна СМО з відмовами* [2]. Якщо супровід здійснюється протягом фіксованого відрізка часу $\overline{t}'_{\text{с}} = \text{const}$ (режим С'), то телескоп може розглядатися як *СМО з необмеженою чергою і обмеженим часом очікування* [1, 2, 5], де середній час очікування в

черзі становить

$$\overline{t}_{\text{оч}} = \overline{t}_{\text{с}} - \overline{t}'_{\text{об}}. \qquad (2)$$

Тут $\overline{t}'_{\text{об}} = \overline{t}_{\text{р}} + \overline{t}_{\text{пн}} + \overline{t}'_{\text{с}}$. Тобто, НОКО буде перебувати в черзі на спостереження, поки залишок його часу знаходження в зоні огляду не стане меншим від середнього часу обслуговування $\overline{t}'_{\text{об}}$.

Складніше визначити модель СМО для телескопів, що працюють в режимі почергового спостереження декількох НОКО, що одночасно перебувають в зоні огляду (з перенаведенням). Це можливо як в режимі супроводу, так і в режимі «на проліт» (режими СП та ПП, рис. 1, *б*, *в*). Нижче будуть дані пропозиції з оцінки перепускної спроможності й таких телескопів.

3. ВИЗНАЧЕННЯ ПЕРЕПУСКНОЇ СПРОМОЖНОСТІ ТЕЛЕСКОПА ДЛЯ СПОСТЕРЕЖЕННЯ НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

3.1. ***Вихідні дані.*** Для визначення вихідних даних використовуються результати імітаційного моделювання, отримані у роботі [17]. З рис. 10—12 і табл. 3, 4 цитованої роботи можна побачити, що вхідний потік НОКО за ніч в загальному випадку є нестаціонарним.

Але у «класичних» СМО, як було вказано вище, як вхідний потік заявок частіше за все намагаються розглянути дискретний ординарний стаціонарний потік без післядії (ймовірність появи наступної заявки не залежить від попередніх), який вважається розподіленим за законом Пуассона [1, 2, 5].

Не дивлячись на загальну нестаціонарність потоку НОКО за ніч спостережень, для оцінки перепускної спроможності телескопа «зверху» можна обрати окрему частину ночі, коли інтенсивність потоку практично не змінюється та є максимальною. У даній роботі за інтенсивність вхідного потоку було обрано інтенсивність потоку низькоорбітальних космічних апаратів (НОКА — LEO SC) для телескопа-1 (оптичного засобу спостереження-1 — OSF-1), координати якого відповідають координатам КОС «Сажень-С» ЦПОСІ і КНП ([17], табл. 4), у ніч літнього сонцестояння. Середній час перебування НОКА в зоні огляду телескопа також взято з табл. 4 роботи [17]. Дані величини дорівнюють 290 НОКА/год і 7.61 хв відповідно. Крім того, для розрахунку значення $\overline{t}_{\text{пн}}$ необхідно визначити максимальну швидкість руху телескопа $V_{\max}$, з якою зазвичай здійснюється наведення на НОКО. Для КОС «Сажень-С» $V_{\max} = 2.5°/\text{с}$ [6]. При цьому $\overline{t}_{\text{пн}}$ було визначено як час, необхідний для повороту телескопа на 120°.

В загальному випадку СМО має велику кількість характеристик, які можуть бути визначені у процесі досліджень. У даній роботі головну увагу буде приділено абсолютній перепускній спроможності A — середній кількості заявок, що обслуговуються за одиницю часу [2].

3.2. ***Перепускна спроможність телескопа, який працює в режимі механічного супроводу НОКО протягом усього часу перебування в зоні огляду.*** Моделлю такого телескопа, як було вказано вище, є *одноканальна СМО з відмовами*. Для отримання оцінки перепускної спроможності «зверху», вважатимемо, що час на прийняття рішення не витрачається ($\overline{t}_{\text{р}} = 0$), а спостереження починаються безпосередньо після наведення телескопа ($\overline{t}'_{\text{оч}} = 0$). В такому випадку та з врахуванням викладеного п. 3.1, вихідні дані отримають такі значення:

$$\lambda = \frac{290}{60} = 4.83 \text{ хв}^{-1},$$

$$\overline{t}_{\text{пн}} = \overline{t}'_{\text{пн}} = \frac{120°}{V_{\max}} = 48 \text{ с} = 0.8 \text{ хв},$$

$$\overline{t}_{\text{об}} = \overline{t}_{\text{пн}} + \overline{t}_{\text{с}} = 8.41 \text{ хв}.$$

Абсолютна перепускна спроможність для одноканальної СМО із відмовами визначається згідно із виразом [1, 2, 5]

$$A = \lambda Q, \qquad (3)$$

де $Q = \mu / (\lambda + \mu)$ — відносна перепускна спроможність, $\mu = 1 / \overline{t}_{\text{об}}$.

Після підстановки вихідних даних абсолютна перепускна спроможність такого телескопа дорівнює

$$A = 0.116 \text{ хв}^{-1} = 6.96 \text{ год}^{-1},$$

тобто 6-7 НОКА за годину спостережень.

Якщо є кілька телескопів, що розташовані поряд і працюють у такому режимі, то має місце *багатоканальна СМО із відмовами*. Загальна абсолютна перепускна спроможність такої СМО

також визначається за допомогою (3), але вираз для відносної перепускної спроможності має дещо інший вигляд [1, 2, 5]:

$$Q = 1 - \frac{\rho^n}{n!} p_0 ,$$

де

$$p_0 = 1 / \sum_{k=0}^{n} \frac{\rho^k}{k!}$$

— ймовірність того, що усі канали СМО вільні, $\rho = \lambda / \mu$ — приведена інтенсивність потоку заявок, n — кількість каналів.

При використанні двох телескопів абсолютна перепускна спроможність становить

$$A = 0.232 \text{ хв}^{-1} = 13.92 \text{ год}^{-1},$$

тобто 13-14 НОКА за годину спостережень.

Зрозуміло, такого результату можна досягти тільки при відповідному плануванні спостережень, щоб одне проходження НОКА не спостерігалося одночасно кількома телескопами. Ще більш складним є завдання планування роботи телескопів, розташованих у різних географічних точках.

3.3. ***Абсолютна перепускна спроможність оптичного телескопа, що працює в режимі механічного супроводу НОКО протягом фіксованого відрізку часу.*** В цьому випадку необхідно додатково задати значення середнього часу спостереження $\overline{t}'_{\text{с}}$ та визначити середній час очікування у черзі за виразом (2). Нехай $\overline{t}'_{\text{с}} = 2$ хв. Тоді, з урахуванням вихідних даних з п. 3.2:

$$\overline{t}'_{\text{об}} = \overline{t}'_{\text{пн}} + \overline{t}'_{\text{с}} = 2.8 \text{ хв},$$

$$\overline{t}_{\text{оч}} = \overline{t}_{\text{с}} - \overline{t}'_{\text{об}} = 7.61 - 2.8 = 4.81 \text{ хв}.$$

Абсолютна перепускна спроможність і в даному випадку визначається з виразу (3). У загальному випадку відносна перепускна спроможність багатоканальної СМО з n каналами, необмеженою чергою і обмеженням на час перебування в черзі дорівнює [1, 2, 5]:

$$Q = 1 - \frac{\beta}{\mu} \overline{N}_{\text{оч}} ,$$

де

$$\beta = \nu / \mu , \ \nu = 1 / \overline{t}_{\text{оч}} , \ \overline{N}_{\text{оч}} = \sum_{s=1}^{\infty} s p_{n+s}$$

— середня кількість заявок у черзі, s — довжина черги,

$$p_0 = \left(\sum_{k=0}^{n} \frac{\rho^k}{k!} + \frac{\rho^n}{n!} \sum_{s=1}^{\infty} \frac{\rho^s}{\prod_{m=1}^{s} n + m\beta} \right)^{-1} ;$$

$$p_{n+s} = \frac{\frac{\rho^{n+s}}{n!} p_0}{\prod_{m=1}^{s} n + m\beta} , \quad s \geq 1$$

— ймовірність того, що усі канали СМО та s каналів черги зайняті.

Щоб уникнути необхідності обчислювати нескінченну суму при нескінченній довжині черги, звичайно обчислення здійснюють, обмеживши цю довжину першими r позиціями. Похибки при відкиданні наступних членів нескінченного ряду становлять [2]:

$$\sum_{s=r}^{\infty} \frac{\rho^s}{\prod_{m=1}^{s} n + m\beta} < \frac{(\rho / \beta)^r}{r!} e^{\rho/\beta} ,$$

$$\sum_{s=r}^{\infty} \frac{s\rho^s}{\prod_{m=1}^{s} n + m\beta} < \frac{(\rho / \beta)^r}{(r-1)!} e^{\rho/\beta} .$$

Розрахунки показали, що для вихідних даних при $r \geq 100$ цими залишками можна знехтувати. При цьому абсолютна пропускна здатність одного телескопа, що працює в такому режимі ($n = 1$), становить

$$A' = 0.357 \text{ хв}^{-1} = 21.43 \text{ год}^{-1},$$

тобто приблизно 21-22 НОКА за годину, а у випадку використання двох таких телескопів у одному місці ($n = 2$) —

$$A' = 0.714 \text{ хв}^{-1} = 42.86 \text{ год}^{-1},$$

тобто 42-43 НОКА за годину.

Значення абсолютної перепускної спроможності для більшої кількості телескопів приведено на рис. 2.

На жаль, через відсутність адекватної моделі для телескопів, що працюють в режимі з перенаведенням, коректно оцінити їхню абсолютну перепускну спроможність в загальному випадку

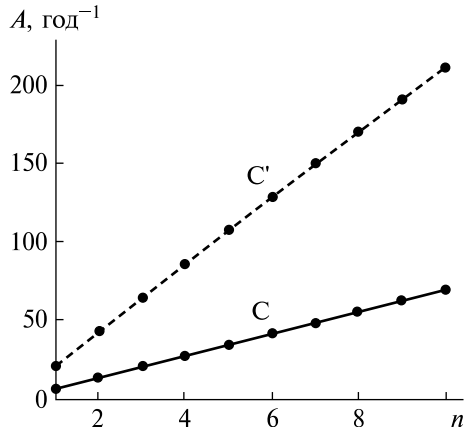

Рис. 2. Абсолютна перепускна спроможність телескопів, які працюють у режимах C і C′ при швидкості $V_{\max}$ = = 2.5°/с

неможливо. Головні труднощі при створенні такої моделі пов'язані з тим, що її внутрішні характеристики мають вплив на вихідні дані. Наприклад, кількість НОКО, що паралельно спостерігаються, у таких режимах (кількість каналів СМО) залежить від швидкості наведення і констант алгоритму проведення спостережень (кількість спостережень на одній ділянці, експозиція).

Найближчими до них, напевно, можна вважати *одноканальні СМО з динамічним пріоритетом і запам'ятовуванням* (в залежності від алгоритму управління різні НОКО в зоні огляду отримують по черзі максимальний пріоритет, і на них наводиться телескоп, після чого може здійснюватися повернення до попереднього НОКО).

Більш простим варіантом оцінки є спроба уявлення їх у вигляді *«квазібагатоканальних» СМО з відмовами*. Кількість каналів n' в цьому випадку може визначатися таким чином:

$$n' = \left[\frac{\overline{t}_{\text{с}}}{k\overline{t}''_{\text{об}}} \right], \qquad (4)$$

де $E[\cdot]$ — виокремлення цілої частини, k — кількість ділянок спостережень для одного проходження НОКО (зазвичай 5-6 [7]), $\overline{t}''_{\text{об}}$ — середній час спостереження однієї ділянки з урахуванням часу на прийняття рішення, перенаведення та очікування.

Конкретний приклад реалізацій подібного режиму наведено нижче.

4. МОЖЛИВІ ШЛЯХИ ПІДВИЩЕННЯ АБСОЛЮТНОЇ ПЕРЕПУСКНОЇ СПРОМОЖНОСТІ ТЕЛЕСКОПІВ ДЛЯ СПОСТЕРЕЖЕНЬ НОКО

Для підвищення абсолютної перепускної спроможності телескопів, що працюють в режимі «оптичний бар'єр», можна позначити два основні шляхи: поліпшення технічних характеристик (в першу чергу збільшення розмірів поля зору і підвищення проникної сили) і поліпшення якості планування спостережень. Перший шлях збільшує кількість НОКО, які можуть бути виявлені при проходженні через зону огляду телескопа. Другий шлях дозволяє наводити телескоп в області небесної півсфери, де проходить максимальна кількість НОКО. Дані області можуть бути визначені за допомогою імітаційного моделювання.

Результати, отримані в розділі 3, свідчать про те, що телескоп, який працює в режимі механічного супроводу, при заданих вихідних даних не може навіть виконати спостереження усіх прольотів НОКА, що проходять через його зону огляду. Фактично підвищення абсолютної перепускної спроможності одного такого телескопа можливе тільки за рахунок зменшення $\overline{t}_{\text{об}}$, чого можна досягти зменшенням окремих складових. При цьому слід згадати, що результати попереднього розділу отримано за умови, що дві складових часу обслуговування (час прийняття рішення і час очікування входу НОКО в зону огляду) вже були прийняті рівними нулю. Таким чином, додаткового зменшення часу обслуговування можна домогтися тільки зменшенням часу наведення і часу супроводу. Саме за рахунок значного зменшення $\overline{t}_{\text{об}}$ (в наведених вище прикладах майже в чотири рази) абсолютна перепускна спроможність телескопа з фіксованим часом супроводу значно перевищує цей показник для телескопа з супроводом по всій трасі. Наприклад, у роботі [16] $\overline{t}_{\text{об}}$ було зменшено до 1 хв, що дозволило, на думку авторів, довести абсолютну пропускну здатність майже до 60 год$^{-1}$. Але таке серйозне зменшення часу супроводу може призвести до значного погіршення якості позиційних вимірювань за рахунок зменшення довжини вимірюваної дуги [4]. Крім того, слід зазначити, що проводити некоординатні спостереження НОКО доцільно тільки при супроводі на всій

трасі прольоту. З іншого боку, якщо стоїть завдання отримання тільки позиційних спостережень, а за рахунок відповідного планування даний НОКО на цьому ж витку спостерігатимуть ще кілька телескопів, розташованих в інших географічних точках, то стратегія спостережень, викладена у роботі [16], може мати місце.

Зменшення часу наведення навіть у чотири рази ($V_{\max}$ = 10°/с) дає не настільки ж значне збільшення абсолютної перепускної спроможності (рис. 3):

$$A = 0.125 \text{ хв}^{-1} = 7.48 \text{ год}^{-1} \ (7.5\ \%),$$
$$A_2 = 0.249 \text{ хв}^{-1} = 14.94 \text{ год}^{-1} \ (7.3\ \%),$$
$$A' = 0.455 \text{ хв}^{-1} = 27.27 \text{ год}^{-1} \ (27.3\ \%),$$
$$A'_2 = 0.909 \text{ хв}^{-1} = 54.55 \text{ год}^{-1} \ (27.3\ \%).$$

Більш суттєве підвищення ефективності дає використання додаткового телескопа. Але, як було сказано вище, для отримання максимального ефекту від такого кроку необхідне ретельне планування спостережень.

Що стосується телескопів, які працюють в режимах з перенаведенням, то для них можна очікувати значно більшого ефекту від зменшення часу наведення через значно більшу кількість перенаведень під час спостережень. Але найбільший ефект для таких телескопів може мати повна автоматизація проведення спостережень. Наприклад, згідно з результатами [7] після початку використання методу автоматичного планування спостережень НОКО на телескопі ТВТ НДІ МАО його абсолютна перепускна спроможність зросла з 20...25 проходжень спостережуваних НОКО до 70...80 за ніч. При цьому технічні характеристики телескопа не змінювалися і становили: швидкість наведення — 20°/с, цикл наведення і спостереження однієї ділянки — 11...14 с. Такі показники приблизно збігаються з можливостями двох телескопів, що працюють в режимі механічного супроводу, і наближаються до абсолютної пропускної здатності телескопа з фіксованим часом супроводу (див. вище). Необхідно відзначити, що в цих модельних випадках швидкість руху телескопа була набагато меншою (2.5°/с).

Але теоретична оцінка потенційної перепускної спроможності такого телескопа «зверху» за виразом (4) становить еквівалент 5...8-канальної

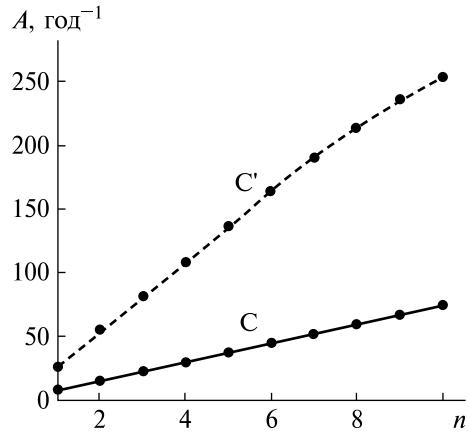

Рис. 3. Абсолютна перепускна спроможність телескопів, що працюють у режимах С і С′ при швидкості $V_{\max}$ = = 10°/с

СМО з відмовами. З одного боку, це може свідчити про надто оптимістичну оцінку (4), з іншого — це може бути наслідком того, що реальні спостереження проводилися за значно меншою вибіркою НОКО, ніж використовується в даній роботі, тобто й з меншою інтенсивністю вхідного потоку об'єктів.

Також необхідно додати, що дуга спостережень телескопа, що працює в режимі з перенаведенням, в загальному випадку є довшою, ніж дуга спостережень телескопа з фіксованим часом механічного супроводу, що веде до кращої потенційної точності орбіти, яка визначається або уточнюється за такими спостереженнями (з перенаведенням).

ВИСНОВКИ

1. Телескопи, що спостерігають НОКО, можуть бути описані як СМО, в яких потоком вхідних заявок є потік проходжень НОКО через зону огляду телескопа за ніч спостережень, а вихідним потоком заявок, що були обслужені — потік проходжень НОКО, що спостерігалися в дану ніч.

2. Можлива абсолютна перепускна спроможність телескопів, що працюють в режимі «оптичний бар'єр», обмежена тільки їхніми технічними характеристиками (проникна сила, ширина поля зору тощо).

3. Телескопи, що працюють в режимі механічного супроводу, можуть бути описані як СМО з

відмовами або СМО з обмеженим часом перебування в черзі.

4. Телескоп, що рухається з максимальною швидкістю 2.5°/с, здатний проводити не більше 6-7 сеансів спостережень НОКО на годину в режимі повного механічного супроводу по трасі, або 21-22 сеансів спостережень на годину в режимі фіксованого часу механічного супроводу у 2 хв, чого явно недостатньо для спостереження усіх НОКА, що проходять через його зону огляду за ніч. Найбільше зростання абсолютної перепускної спроможності спостерігається не при зміні технічних характеристик або режимів спостережень телескопів (наприклад, швидкості наведення або часу супроводу), але при введенні додаткових засобів спостереження.

5. Більшої перепускної спроможності (без зниження якості уточнення параметрів орбіти) можна досягти на телескопах, здатних працювати в режимах з почерговим перенаведенням (як в режимі «на проліт», так і в режимі механічного супроводу). Але це можливо тільки при проведенні позиційних спостережень та в умовах повної автоматизації процесу їхнього отримання.

6. Максимальної перепускної спроможності мережі телескопів для спостереження НОКО можна досягти тільки за рахунок єдиного ефективного планування та повної автоматизації проведення спостережень кожним телескопом.

7. Отримані результати можуть бути використані при оцінці характеристик телескопів для спостереження НОКО, як наявних, так й тих, що проєктуються.

8. Одним з напрямків подальших досліджень може бути визначення типів СМО, які точніше відповідають особливостям роботи оптичних телескопів для спостереження НОКО.

ЛІТЕРАТУРА

1. Вентцель Е. С. *Теория вероятностей* (4-е изд., стер.). Москва: Наука, 1969. 576 с.
2. Вентцель Е. С. *Исследование операций: задачи, принципы, методология* (2-е изд., стер.). Москва: Наука, 1988. 208 с.
3. *Вероятность и математическая статистика*: Энциклопедия. Гл. ред. Ю. В. Прохоров. Москва: Большая Российская энциклопедия, 1999. 910 с.
4. Каневський Л. Б., Ковбасюк С. В. Застосування оптичних засобів спостереження з метою контролю космічного простору в Україні. *Вісн. Житомир. держав. технол. ун-ту. Сер. Техн. науки*. 2014. № 1. С. 44—49.
5. Климов Г. П. *Теория массового обслуживания* (2-е изд., перераб.). Москва: Изд-во Моск. ун-та, 2011. 312 с.
6. Кожухов А. М., Рыщенко С. В., Дементьев Т. А., Епишев В. П., Мотрунич И. И., Найбауэр И. Ф. и др. Оценка состояния космических аппаратов типа CubeSat по оптическим наблюдениям (на примере КА ARKYD 6A). *Наук. вісн. Ужгород. ун-ту. Сер. Фізика*. 2019. **45**. С. 141—148.
7. Козырев Е. С., Кожухов А. М., Сибирякова Е. С. Метод автоматического планирования наблюдений низкоорбитальных космических объектов на неподвижном телескопе. *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 4. С. 71—77. DOI: https: //doi.org/10.15407/knit2017.04.071.
8. Козырев Е. С., Сибирякова Е.С., Шульга А.В. Телевизионные наблюдения низкоорбитальных космических объектов с использованием способа накопления кадров со смещением. *Космічна наука і технологія*. 2011. **17**, № 3. С. 71—76. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2011.03.071.
9. Сухов П. П., Волков С. К., Карпенко Г. Ф. Использование широкопольных линзовых объективов для контроля космического пространства. *Космічна наука і технологія*. 2010. **16**, № 3. С. 55—58. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2010.03.055.
10. Шульга А. В., Козырев Е. С., Сибирякова Е. С., Халалей М. И., Чернозуб В. М. Мобильный комплекс телескопов НИИ НАО для наблюдений объектов околоземного космического пространства. *Космічна наука і технологія*. 2012. **18**, № 4. С.52—58. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2012.04.052
11. Blake J. A., Chote P., Pollacco D., Veras D., Ash A., Feline W., et al. Optical imaging of faint geosynchronous debris with the Isaac Newton Telescope. Proceedings from Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), September 2019. URL: https://amostech.com/TechnicalPapers/2019/Orbital-Debris/Blake.pdf (дата звернення 17.03.2020).
12. Chote P., Blake J. A., Pollacco D. Precision Optical Light Curves of LEO and GEO Objects. Proceedings from Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), September 2019. URL: https://amostech.com/TechnicalPapers/2019/Non-Resolved-Object-Characterization/Chote.pdf (дата звернення 17.03.2020).

13. Denneau L., Kubica J., Jedicke R. The Pan-STARRS Moving Object Pipeline. Astronomical Data Analysis Software and Systems XVI ASP Conference Series, Vol. 376, proceedings of the conference held 15—18 October 2006 in Tucson, Arizona, USA. Ed. by R. A. Shaw, F. Hill and D. J. Bell. 2007. P. 257—260.
14. Grav T., Jedicke R., Denneau L., Chesley S., Holman M. J., Spahr T. B. The Pan-STARRS Synthetic Solar System Model: A tool for testing and efficiency determination of the Moving Object Processing System. URL: https://www.ifa.hawaii.edu/users/jedicke/MOPS/papers/Grav.2008.Pan-STARRSSyntheticSolarSystemModel.pdf (дата звернення 17.03.2020).
15. Jedicke R., Morbidelli A., Spahr T., Petit J.-M., Bottke W. F. Earth and space-based NEO survey simulations: prospects for achieving the Spaceguard Goal. *Icarus*. 2003. **161**. P. 17—33. DOI: https://doi.org/10.1016/S0019-1035(02)00026-X .
16. Kaminski K., Wnuk E., Golebiewska J., Krużyński M., Kankiewicz P., Kamińska M. *High Efficiency Robotic Optical Tracking of Space Debris From PST2 Telescope in Arizona*. Proc. 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18–21 April 2017, published by the ESA Space Debris Office. Ed. T. Flohrer, F. Schmitz (URL: http://spacedebris2017.sdo.esoc.esa.int, June 2017). URL: https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc7/paper/740/SDC7-paper740.pdf (дата звернення 17.03.2020).
17. Kozhukhov O. M., Dementiev T. O., Rischenko S. V., Koshkin N. I., Shakun L. S., Strahova S. L., Piskun O. M., Kozhukhov D. M., Iluchok O. M., Moskalenko S. S., Korniyevskiy S. M. Observation of LEO Objects Using Optical Surveillance Facilities: The Geographical Aspect. *Artificial Sattelites*. **54**, № 4. P. 113—128. DOI: https://doi.org/10.2478/arsa-2019-0009 .
18. Lederer S. M., Stansbery E. G., Cowardin H. M., Hickson P., Pace L. F., Abercromby K. J. et al. The NASA Meter Class Autonomous Telescope: Ascension Island. Proceedings from Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), September 2013. URL: https://amostech.com/TechnicalPapers/2013/POSTER/LEDERER.pdf AMOS-2013 (дата звернення 17.03.2020).
19. Shakun L., Korobeynikova E., Koshkin N., Melikyants S., Strakhova S., Terpan S., et al. The observations of artificial satellites and space debris using KT-50 telescope in the Odessa University. *Odessa Astron. Publs*. 2016. **29**. P. 217—220. DOI: http://dx.doi.org/10.18524/1810-4215.2016.29.85234.
20. Stevenson K. B., Fabrycky D., Jedicke R., Bottke W., Denneau L. NEOKepler: Discovering Near-Earth Objects Using the Kepler Spacecraft. URL: https://arxiv.org/abs/1309.1096 (дата звернення 17.03.2020).

Стаття надійшла до редакції 17.03.2020

REFERENCES

1. Venttsel' Y. S. (1969). *Probability theory* (4th ed.). M.: Nauka [in Russian].
2. Venttsel' Y. S. (1988). *Operations research: tasks, principles, methodology* (2nd ed.). M.: Nauka [in Russian].
3. Prohorov Y. V. (1999). (Ed. in chief). *Probability and Mathematical Statistics*: Encyclopedia. M.: Big Russian Encyclopedia [in Russian].
4. Kanevs'ky L. B., Kovbasuk S. V. (2014). The Use of Optical Sensors for Monitoring of Outer Space in Ukraine. *Zhytomyr State Technological University Herald. Ser. Technical Sci.*, **1** (68), 44—49 [in Ukrainian].
5. Klimov G. P. (2011). *Queuing theory* (2nd ed., revised). M.: Moscow University Press [in Russian].
6. Kozhukhov O. M., Rishchenko S. V., Dementiev T. A., Yepishev V. P., Motrunich I. I., Neubauer I. F., et al. (2019). State Identification of CubeSat-Type Satellites by Optical Observations (on the Example of ARKYD 6A Spacecraft). *Uzhhorod University Scientific Herald. Ser. Phys.*, **45**, 141—148 [in Russian]. DOI: https://doi.org/10.24144/2415-8038.2019.45.141-148.
7. Kozyryev Y. S., Kozhukhov O. M., Sybiryakova Y. S. (2017). Method for automatic sheduling for LEO object's observations at fixed telescope. *Space science and technology*, **23**(4), 71—77 [in Russian]. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2017.04.071.
8. Kozyryev Y. S., Sybiryakova Y. S., Shulga A. V. (2011). TV observations of low Earth orbit objects using frame accumulation with shift. *Space science and technology*, **17**(3), 71—76 [in Russian]. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2011.03.071 .
9. Sukhov P. P., Volkov S. K., Karpenko G. F. (2010). The Use of the Wide-Field Lens Optics for Space Surveillance Systems. *Space science and technology*, **16**(3), 55—58 [in Russian]. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2010.03.055.
10. Shulga O. V., Kozyryev Y. S., Sybiryakova Y. S., Khalaley M. I., Chernozub V. M. (2012). The Mobile Telescope Complex of RI MAO for Observation of Near-Earth Space Objects. *Space science and technology*, **18**(4), 52—58 [in Russian]. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2012.04.052.
11. Blake J. A., Chote P., Pollacco D., Veras D, Ash A., Feline W., et al. (2019). *Optical imaging of faint geosynchronous debris with the Isaac Newton Telescope*. Proceedings from Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), September 2019. URL: https://amostech.com/TechnicalPapers/2019/Orbital-Debris/Blake.pdf (Last accessed 17.03.2020).
12. Chote P., Blake J. A., Pollacco D. (2019). *Precision Optical Light Curves of LEO and GEO Objects*. Proceedings from Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), September 2019. URL: https://amostech.com/TechnicalPapers/2019/Non-Resolved-Object-Characterization/Chote.pdf (Last accessed 17.03.2020).

13. Denneau L., Kubica J., Jedicke R. (2007). *The Pan-STARRS Moving Object Pipeline*. Astronomical Data Analysis Software and Systems XVI, proceedings of the conference (15—18 October 2006, Tucson, Arizona, USA). Ed. by R. A. Shaw, F. Hill and D. J. Bell. *ASP Conf. Ser.,* **376**, 257—260.
14. Grav T., Jedicke R., Denneau L., Chesley S., Holman M. J., Spahr T. B. (2008). The Pan-STARRS Synthetic Solar System Model: A tool for testing and efficiency determination of the Moving Object Processing System. URL: https://www.ifa.hawaii.edu/users/jedicke/MOPS/papers/Grav.2008.Pan-STARRSSyntheticSolarSystemModel.pdf (Last accessed 17.03.2020).
15. Jedicke R., Morbidelli A., Spahr T., Petit J.-M., Bottke W. F. (2003). Earth and space-based NEO survey simulations: prospects for achieving the Spaceguard Goal. *Icarus*, **161**, 17—33. DOI: https://doi.org/10.1016/S0019-1035(02)00026-X .
16. Kaminski K., Wnuk E., Golebiewska J., Krużyński M., Kankiewicz P., Kamińska M. (2017). *High Efficiency Robotic Optical Tracking of Space Debris From PST2 Telescope in Arizona*. Proc. 7th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18—21 April 2017, published by the ESA Space Debris Office. Ed. T. Flohrer, F. Schmitz (URL: http://spacedebris2017.sdo.esoc.esa.int, June 2017). URL: https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc7/paper/740/SDC7-paper740.pdf (Last accessed 17.03.2020).
17. Kozhukhov O. M., Dementiev T. O., Rischenko S. V., Koshkin N. I., Shakun L. S., Strahova S. L., et al. (2019). Observation of LEO Objects Using Optical Surveillance Facilities: The Geographical Aspect. *Artificial Sattelites,* **54**(4), 113—128. DOI: https://doi.org/10.2478/arsa-2019-0009.
18. Lederer S. M., Stansbery E. G., Cowardin H. M., Hickson P., Pace L. F., Abercromby K. J., et al. (2013). T*he NASA Meter Class Autonomous Telescope: Ascension Island*. Proceedings from Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS), September 2013. URL: https://amostech.com/TechnicalPapers/2013/POSTER/LEDERER.pdf AMOS-2013 (Last accessed 17.03.2020).
19. Shakun L., Korobeynikova E., Koshkin N., Melikyants S., Strakhova S., Terpan S., et al. (2016). The observations of artificial satellites and space debris using KT-50 telescope in the Odessa University. *Odessa Astron. Publs*, **29**, 217—220. DOI: http://dx.doi.org/10.18524/1810-4215.2016.29.85234.
20. Stevenson K. B., Fabrycky D., Jedicke R., Bottke W., Denneau L. (2013). NEOKepler: Discovering Near-Earth Objects Using the Kepler Spacecraft. URL: https://arxiv.org/abs/1309.1096 (Last accessed 17.03.2020).

Received 17.03.2020

O. M. Kozhukhov, Head of Laboratory, Ph. D. in Tech.
ORCID ID: https://orcid.org/0000-0002-3858-9389
E-mail: a.m.kozhukhov@gmail.com

Center of Special Information Receiving and Processing and Navigating Field Control,
National Center of Space Facilities Control and Test, State Space Agency of Ukraine
Zalistsi village, Dunaivtsi District, Khmelnytsky Region, 32444 Ukraine

THROUGHPUT OF THE OPTICAL TELESCOPE FOR OBSERVATION OF LEO OBJECTS

Observations of Low-Earth-Orbit (LEO) space objects by optical sensors (telescopes) is a rather complex task that requires equipment with appropriate parameters. Among them, throughput can be considered as one of the main characteristics of optical sensors for observing LEO space objects.

In the paper, we propose an approach to the theoretical estimation of the optical telescope's throughput when observing LEO objects. It is based on the representation of the telescope as a queuing system. Such a system can be of various types depending on the used observational methods. The input flow in the queuing system is the flow of LEO objects' transits through the telescope field of view, and the output flow is the flow of observed transits. The average total time spent for observing one LEO object is taken as the average service time. Quantitative characteristics of these values can be assessed by simulating the LEO objects' transits through the telescope field of view. The throughput of the queuing system was chosen as the main estimated characteristic.

An example of estimating the parameters of such a queuing system is given. It is based on the "Sazhen-S" quantum optical station of the Centre for Special Data Reception and Processing and Navigating Field Control of the National Space Facilities Control and Test Center of State Space Agency of Ukraine. Possible ways of increasing the throughput of the "Sazhen-S" quantum optical station according to the observation of LEO space objects are proposed.

Keywords: Low-Earth Orbit space objects, optical observations, queuing systems.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.039
УДК 629.7

В. В. ВАСИЛЬЄВ [1], Голова наглядової ради, канд. фіз.-мат. наук, Заслужений економіст України, нагороджений почесною грамотою Кабінету Міністрів України
Л. Я. ГОДУНОК [2], нач. відділу, Заслужений машинобудівник України
E-mail: godunokla@ukr.net
С. А. МАТВІЄНКО [2], голов. конструктор конструкторського бюро, канд. техн. наук

[1] Приватне акціонерне товариство «ЕЛМІЗ»
вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099
[2] Приватне акціонерне товариство «Науково-виробничий комплекс «Курс»
вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099

ОРБІТАЛЬНИЙ СЕРВІС — КРОК ДО ПОДАЛЬШОГО ОСВОЄННЯ НАВКОЛОЗЕМНОГО КОСМОСУ

Метою публікації є привернення уваги української науково-технічної спільноти до розвитку нового напряму діяльності в навколоземному космічному просторі — орбітального сервісного обслуговування. Окреслено зміст, розглянуто техніко-економічні передумови та конкурентні переваги його розвитку в Україні. Наведено визначення орбітальних сервісів, таких як інспекція клієнта, орбітальне (міжорбітальне) транспортування, дозаправлення та поповнення запасів, апгрейд, складання, уникнення зіткнень. Проаналізовано компетенції підприємств України в цьому напрямі. Обґрунтовано доцільність та можливість розвитку напряму орбітального сервісного обслуговування для подальшого освоєння ближнього космосу, розглянуто напрацювання українських підприємств з розробки та виготовлення систем зближення та стикування космічних апаратів. Описано сценарії взаємодії космічного сервісного апарата та клієнтського апарата на навколоземній орбіті. Наведені основні вимоги до здійснення операцій їхнього зближення в автономному режимі, а також до операції захвату клієнтського апарата. Надано пропозиції щодо функціоналу космічних апаратів для надання послуг орбітального космічного обслуговування, запропоновано розглянути питання про необхідність створення спеціалізованих вантажних модулів та приведені приклади їхнього застосування на орбіті.

Розглянуто тенденції підходу до створення конструкцій космічних апаратів, адаптованих для обслуговування на орбіті. Приведено прогнозований обсяг орбітальних сервісних операцій за видами сервісу та за орбітами. Надана інформація про ключових гравців на даному ринку. Приведено конструкцію сервісного апарата, який розробляють АТ «НВК «Курс» і ДП «КБ «Південне» для надання орбітальних транспортних послуг. Вказано особливості його побудови в цілому та склад модулів, а також можливості подальшого розширення його функціональних можливостей.

Ключові слова: *орбітальне сервісне обслуговування, космічний апарат, Сервісер, супутник, геостаціонарна орбіта, міжорбітальне транспортування.*

ОРБІТАЛЬНЕ СЕРВІСНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ. ОСНОВНІ ВИЗНАЧЕННЯ

Навколоземні орбіти все тісніше заповнюються супутниками та космічними апаратами різноманітного функціоналу та призначення. Навколоземний простір дедалі стає не місцем експериментів, а частиною економічної та наукової діяльності людства. Разом з уже звичними напрямами використання навколоземного простору, такими як супутниковий зв'язок, дистанційне зондування Землі, супутникова навігація, з'являються нові види космічної діяльності —

Цитування: Васильєв В. В., Годунок Л. Я., Матвієнко С. А. Орбітальний сервіс — крок до подальшого освоєння навколоземного космосу. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 39—50. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.039

орбітальне виробництво, орбітальні енергосистеми, космічний туризм та пов'язана з ним інфраструктура: орбітальні готелі, орбітальні заправки, орбітальні та міжорбітальні транспортні перевезення.

Одним з нових напрямів діяльності є орбітальне сервісне обслуговування (ОСО). Термін «орбітальне сервісне обслуговування» з'явився у лексиконі конструкторів та користувачів космічних апаратів лише в останні 10 років і ще не має формалізованого, закріпленого у законодавстві визначення. Однак створений кілька років тому добровільний консорціум CONFERS (Consortium for Execution of Rendezvous and Servicing Operations) разом з NASA, DOD, AIAA (American institute of Aeronautics and Astronautics) пропонує найближчим часом виправити ситуацію та встановити чітке визначення цього виду космічної діяльності.

Консорціум пропонує розуміти під терміном ОСО сукупність орбітальних сервісів, які виконуються спеціалізованим космічним апаратом (надалі сервісний КА, або Сервісер) стосовно іншого КА (об'єкта), який обслуговується (надалі клієнтський КА, або Клієнт). Кожен з сервісів надається за рахунок певного набору орбітальних робототехнічних операцій. Серед них — зближення, стикування, захват, переміщення, обліт.

Орбітальні сервіси, зокрема, включають в себе:

• **інспекцію Клієнта** — сервіс, який дозволяє під час обльоту Клієнта отримувати інформацію про його технічний стан;

• **орбітальне (міжорбітальне) транспортування** — група сервісів, яка передбачає надання Клієнту додаткових можливостей модифікації та корегування орбіти, переміщення Клієнта по робочій орбіті, підтримання робочої орбітальної позиції Клієнта, міжорбітальні переміщення, трансфер на орбіту захоронення або деорбітування;

• **дозаправлення та поповнення запасів** — сервіс, який дає можливість поповнювати матеріали, що витрачаються Клієнтом протягом виконання місії, такі як робоче тіло (рідини або гази), охолоджувачі, тискоутворювальні матеріали тощо;

• **апгрейд** — сервіс, який дозволяє заміну або додавання певних компонентів або модулів до апарату Клієнта з метою покращення його технічних характеристик протягом або за межами життєвого циклу;

• **складання** — сервіс, який дозволяє здійснювати монтаж двох або більше об'єктів з метою утворення нового більшого об'єкта, або розширення можливостей наявного;

• **уникнення зіткнень** — сервіс, який дозволяє клієнтським апаратам уникати зіткнення з небажаними космічними об'єктами, або змінювати траєкторії небажаних об'єктів для такого уникнення.

Навіть самі назви апаратів «Сервісер» та «Клієнт» підкреслюють ринковий характер послуг, що надаються.

Фінансові та інтелектуальні ресурси країн та компаній, як завжди, визначають їхню роль і місце у світових космічних перегонах, освоєнні космічного простору, визначають основні напрями і тренди розвитку космічних технологій. Українські підприємства та наукові установи, як частина економічного механізму колишнього СРСР, завжди були ракетно-орієнтованими. Накопичений інтелектуальний потенціал ракетобудування дуже швидко вступив у конфлікт із можливостями та цілями сучасної України в освоєнні космосу. Сьогодні Україна не має в експлуатації власної ракети-носія, власного або хоча б контрольованого космодрому. Держава не виступає замовником запусків КА, а значить і не створює запиту на стале виробництво ракет-носіїв для потреб держави. Очевидно, що парадигма космічної діяльності та стратегічні цілі України в космосі на певний час повинні змінитися, причому так, щоб за рахунок визначених державою та експертами пріоритетів космічної діяльності не тільки зберегти наявний космічний потенціал, а й створити умови його розвитку. Як неодноразово зазначалося у аналітичних оглядах Інституту космічних досліджень України [9], освоєння ближнього космосу, як зони економічної діяльності України, елементу досягнення цілей сталого розвитку, може стати одним з пріоритетів космічної діяльності країни.

В цьому матеріалі ми спробуємо обґрунтувати можливість та доцільність для держави, бізнес-суспільства країни взяти участь у створенні та

розвитку нового виду космічної діяльності – орбітального космічного сервісу.

ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНІ ПЕРЕДУМОВИ ТА ТЕНДЕНЦІЇ (ІННОВАЦІЙНІСТЬ ПРОЦЕСУ). МОЖЛИВОСТІ УКРАЇНИ

Протягом останнього десятиріччя оператори комерційних супутників уважно спостерігали за розвитком технологій ОСО. І зрозуміло чому.

Як правило, комерційні супутникові сузір'я дистанційного зондування Землі та зв'язку, що перебувають в експлуатації, мають високу надійність і працюють на орбіті навіть довше, ніж передбачений їхніми розробниками термін операційного життя, який сьогодні становить до 15 років. Враховуючи швидкий розвиток технологій, наземне обладнання за цей час оновлюється декілька разів. Так виникає ситуація, коли супутникова платформа, наприклад супутників зв'язку, залишається дієздатною, а транспондери морально старішають, або і зовсім виходять з ладу, знижуючи економічну ефективність експлуатації супутників. Непоодинокі випадки деградації акумуляторних батарей або повної витрати робочого тіла при повній дієздатності бортової електронної апаратури супутників.

Саме висока надійність супутників, особливо геостаціонарних, реальний термін роботи платформи яких значно перевищує проєктний час операційного життя, стала однією з економічних передумов розвитку ОСО.

При виготовленні супутників розрахунок необхідних для виконання місії обсягів пального робиться на весь термін операційного життя апарата. В силу різних причин супутники можуть витратити пропеллент раніше, ніж закінчиться їхній термін операційного життя. Дозаправка таких Клієнтів створює умови реалізації їхньої наукової місії або бізнес-програми у повному обсязі.

З точки зору взаємодії з Сервісером космічні об'єкти Клієнта поділяють на кооперовані – такі, що можуть взаємодіяти (наявність інтерфейсів або інформаційний обмін будь-якого виду) з Сервісним апаратом при виконанні сервісних операцій — та некооперовані космічні об'єкти — такі, в конструкції яких жодних форм інформаційного обміну з Сервісером не передбачено. Зрозуміло, що кооперовані об'єкти значно знижують ризики нештатного виконання операцій обльоту, зближення, інших робототехнічних операцій.

За оцінками експертів [11] поточний стан розвитку технологій орбітального сервісу визначено на рівні TRL6 та таким, який дозволить комерційне використання технологій у найближчі 5–6 років.

Очевидно, що розробка технологій ОСО буде вимагати нових досліджень та інноваційних технічних рішень. Серед них вивчення поведінки рідин в умовах мікрогравітації та відпрацювання відповідних технологій дозаправлення космічних апаратів, вивчення поведінки матеріалів та відпрацювання адитивних технологій виробництва, відпрацювання методів та технологій вторинної переробки КА (інших об'єктів), що відпрацювали термін операційного життя, зварювання в умовах мікрогравітації. Слід зазначити, що цими напрямами українська наука вже займалась і має неабиякі напрацювання.

Інноваційність напряму ОСО створює умови для залучення до розробки та експлуатації сервісних КА широкого кола не тільки відомих та досвідчених наукових установ та підприємств країни, але й початківців-стартаперів, зацікавлених у космічній діяльності, підприємців «нового космосу».

Передвісником ОСО в Україні стала ідея так званого «подвійного старту», описана ДП «КБ «Південне» [3]. Суть ідеї така. Задля збільшення маси корисного навантаження, яке виводиться на орбіту, пуск здійснюється у два етапи: спочатку запускається космічний буксир (сервісний апарат), потім корисне навантаження (клієнтський апарат). На опорній орбіті апарати стикуються. Далі відбувається трансфер пари до точки стояння корисного навантаження на робочій орбіті. Після розстикування Клієнт розпочинає виконувати функції згідно з призначенням, сервісний апарат повертається на опорну орбіту та може використовуватися повторно. Розрахунки показали економічну ефективність такого підходу. Важливу роль у закріпленні ідеї орбітального транспортного обслуговування зіграв проєкт

буксиру «Кречет» [7], започаткований ДП «КБ «Південне» в 1990-х рр. і прив'язаний до ракетиносія «Дніпро». Таким чином, враховуючи досвід розробки та виготовлення КА українськими підприємствами, можна стверджувати, що розвиток цієї компетенції робить питання розробки та виготовлення платформи для Сервісера реалістичною.

Ще одна важлива компетенція українських підприємств — розробка та виготовлення систем зближення та стикування. Тридцятирічний досвід компанії АТ «НВК «Курс» з супроводу виготовлення апаратури стикування космічних кораблів «Союз» та «Прогрес» з Міжнародною космічною станцією (МКС) дозволяє впевнено говорити про можливості створення такої системи для апаратів орбітального сервісу. Слід зазначити, що розробки українських інженерів передбачають здійснення операцій зближення Сервісера та Клієнта в автономному режимі, що суттєво відрізняє їх від світових аналогів. Ба більше, суттєвою конкурентною перевагою українського підходу до створення систем зближення та стикування є використання радіолокаторів як базових елементів забезпечення взаємних вимірювань під час зближення об'єктів [5]. Одним з викликів для інженерів, які конструюють Сервісери, є організація неруйнівної взаємодії Сервісера з апаратом «Клієнта». Адже Сервісер повинен не тільки зблизитись з клієнтським апаратом, а й виконати операцію захвату (стикування), здійснити подальше сервісне обслуговування, а потім розстикуватися. Ця задача особливо ускладнюється, коли рух клієнтського космічного об'єкта є непередбачуваним.

Спеціалістами АТ «НВК «Курс» та ДП «КБ «Південне» розроблено концептуальний проєкт зі створення Сервісера. У розробці проєкту також брали участь спеціалісти Інституту космічних досліджень НАН України та ДКА України, Радіоастрономічного інституту НАН України, ТОВ «НВП «ХАРТРОН-ЮКОМ», НТУУ КПІ, ТОВ «ДІМ РОБОТІВ».

Рядом установ України проводились дослідження, пов'язані з проблемами ОСО.

Серед напрямів наукових досліджень відділу системного аналізу та проблем управління Інституту технічної механіки НАН України та ДКА України були: дослідження динаміки космічного маніпулятора; балістика систем орбітального сервісу; проблеми космічного сміття [1]. Також спеціалістами інституту запропоновано метод вибору оптимального маршруту ОСО, розроблено математичну модель для аналізу ризикових ситуацій вибору оптимальних маршрутів ОСО в умовах стохастичної невизначеності орбітальних параметрів [2]. Спеціалістами цього ж інституту проведено систематизацію результатів досліджень, присвячених процесу обробки вимірювальної інформації про параметри некооперованих космічних об'єктів, проведено аналіз публікацій щодо методів орбітального дистанційного визначення параметрів космічних об'єктів і параметрів їхнього руху, дана характеристика розроблюваних методів [8].

В Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара проведено розрахунки основних характеристик запропонованого сміттєзбирального космічного апарата в залежності від енергетичних можливостей використовуваних ракет-носіїв [6].

Окремим питанням є створення наземної інфраструктури керування Сервісером (флотом Сервісерів). Технічна база для вирішення цієї задачі в Україні є, однак буде необхідною розробка спеціального програмного забезпечення експлуатації сервісного КА.

Організація орбітального сервісу є перспективним напрямом розвитку космічної індустрії для України ще й тому, що передбачає будівництво не одного апарата, а створення та експлуатацію флоту Сервісерів, що розташовані на різних орбітах та працюють у режимі очікування контракту на надання послуг. Крім того, буде необхідна їхня заміна після закінчення терміну операційного життя. Для промисловості це означає певну серійність виготовлення Сервісерів, а значить економічну ефективність виробництва.

Становлення орбітального сервісу як виду діяльності буде вимагати окремого регулювання та юридичної підтримки. Оскільки є ризики нештатного виконання сервісних операцій, необхідно чітко розмежувати відповідальність між замовником та виконавцем орбітальних послуг.

Таке регулювання повинно відпрацьовуватись на міжнародному рівні. Чинні на сьогодні міжнародні нормативні акти хоча і регулюють у загальному вигляді сектор орбітального сервісу, але не враховують багатьох нюансів. Тільки у США тимчасово впроваджено ліцензування такої діяльності. Україна має багатий досвід розробки таких нормативних документів та висококласних фахівців, які повинні взяти участь в роботі міжнародних робочих груп з цього питання [10].

ВПЛИВ ОРБІТАЛЬНОГО СЕРВІСНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ НА МАЙБУТНЄ СУПУТНИКОБУДУВАННЯ

Розвиток технологій ОСО в свою чергу змінює парадигму супутникобудування. Успішні приклади проведення орбітальних сервісів та економічні переваги визначають тенденцію на зміну сьогоднішніх підходів до конструкції КА у бік створення кооперованих КА та таких, що можуть активно обслуговуватись. У першу чергу йдеться про модульний принцип побудови платформ апаратів, причому модулі повинні передбачати відносно прості інтерфейси, можливості обслуговування (заміни) модулів та певних елементів на орбіті. Крім цього, такий дизайн дасть змогу зменшити рівень резервування апаратури, а значить зменшити масогабаритні характеристики апарата і, як наслідок, зекономити на оплаті пускових послуг.

Модульний дизайн створює умови для апгрейду супутників на орбіті, а дозаправлення дає можливість забезпечити апарат мінімально необхідним обсягом робочого тіла під час пуску і, знов-таки, зекономити на пускових послугах. Можливо, на першому етапі модульний дизайн зробить виготовлення КА дорожчим, але поступова стандартизація службових модулів КА, систем зближення та інтерфейсів стикування або захвату, конекторів для дозаправлення безумовно знизить собівартість виготовлення таких КА. Саме задля такої стандартизації і створено консорціум CONFERS, про який ми вже згадували раніше.

Зрозуміло, що виконання операцій з будівництва (збирання) великих орбітальних об'єктів також буде вимагати кооперованості космічних модулів між собою та сервісним робототехнічним апаратом.

Тож кооперованість та придатність до обслуговування будуть визначальними трендами сучасного супутникобудування у найближчі роки.

СТАН РИНКУ, КЛЮЧОВІ ГРАВЦІ

За даними звіту провідної аналітичної компанії NSR's (Northern Sky Research) In-Orbit Servicing Markets, 2nd Edition (IoSM2) до 2028 р. прогнозований загальний обсяг орбітальних сервісних операцій сягне 4.5 млрд доларів (рис. 1, 2).

Далі наведемо неповний перелік першопрохідців.

Рис. 1. Глобальний кумулятивний попит за видами сервісу

Рис. 2. Глобальний кумулятивний попит за видами орбіт

Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA). «Orbital Express» був космічною місією, керованою DARPA і групою, очолюваною інженерами в Центрі космічних польотів ім. Маршалла MSFC (Marshall Space Flight Center) НАСА.

Програма Orbital Express була спрямована на розробку «безпечного та економічно ефективного підходу до автономного обслуговування супутників на орбіті».

Система складалася з двох космічних апаратів: обслуговувального супутника ASTRO та експериментального модульного, призначеного для обслуговування супутника наступного покоління NextSat. Місія стартувала зі станції ВПС Кейп-Канаверал 8 березня 2007 року на борту одноразової ракети-носія «Atlas V». Запуск був частиною програми космічних випробувань ВПС США STP-1. На жаль, завдання місії не були виконані у повному обсязі, і демонстрація обмежилась тільки процесом зближення.

Інший проєкт DARPA, який перебуває в стадії розробки, — Robotic Servicing of Geosynchronous Satellites (RSGS). Проєкт, задуманий як приватно-державне партнерство, передбачає створення апарата для інспекції, апгрейду та орбітального трансферу клієнтських супутників, має очевидне комерційне направлення.

Orbital Recovery Limited (ORL) з Великобританії — чи не один з піонерів розробки апаратів продовження орбітального життя супутників. Апарат ConeXpress (CX-OLEV — ConeXpress Orbital Life Extension Vehicle) може продовжити термін служби великих геостаціонарних супутників на термін до 12 років. Він також може повертати супутники, запущені на неправильні орбіти, переміщати їх уздовж орбітальної дуги або маневрувати на орбіту поховання. ConeXpress — це повністю європейська ініціатива, і це єдиний комерційний проєкт з обслуговування на орбіті, що перебуває у стадії розробки. При зближенні реалізуються чотири ступені ручного керування для входження в конус причалювання, а потім здійснюється автоматичне центрування за допомогою внутрішніх лазерів.

«***Northrop Grumman Innovation Systems» (NGIS)*** — на сьогодні одна з найбільш успішних компаній, яка вже на практиці доводить концепцію ОСО. Запущений в грудні 2019 р. сервісний апарат MEV-1 успішно виконав умови контракту з Intelsat, здійснивши 25 лютого 2020 р. перше в світі успішне стикування на навколоземній орбіті зі старим телекомукаційним супутником «Intelsat 901». Цей Сервісер перемістив «Intelsat 901» з орбіти захоронення на геостаціонарну орбіту у нову точку стояння, де буде утримувати його протягом п'яти років. Ця подія без перебільшення стала переломним моментом у розвитку ОСО. Апарат MEV-2, запущений в липні 2020 р., буде виконувати аналогічну місію щодо супутника «Intelsat 10-02», що безумовно підтверджує лідерство NGIS на ринку ОСО. Апарат наступного покоління MRV, який перебуває на стадії виготовлення, буде мати ширший функціонал з надання послуг інспекції, орбітального трансферу та апгрейду клієнтських супутників. У стадії розробки перебуває концептуальна місія Commercial Infrustructure for Robotic Assembley and Services (CIRAS), яка передбачає використання апаратів MEV та MRV для відпрацювання процесу збирання крупних структур на орбіті.

Проєкт Clean Spase був започаткований Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL), федеральним технологічним інститутом Лозанни. Для реалізації проєкту EPFL створив приватну компанію ClearSpace. У 2019 р. ця компанія виграла конкурс на контракт з програмою космічної безпеки Європейського космічного агентства в рамках проєкту «Активне видалення сміття/обслуговування на орбіті» (ADRIOS — Active Debris Removal/In-Orbit Servicing). Стартап ClearSpace очолив програму Швейцарського космічного агентства з демонстрації активного видалення сміття шляхом захоплення кубсата, SwissCube-1, запущеного в 2009 році. Проєкт перебуває у стадії реалізації.

Компанія «Astroscale Holdings». Програма End-of-Life Service by Astroscale (ELSA) — це програма оновлення та підтримки космічних апаратів, операційне життя яких закінчується, для операторів супутників. ELSA-d (демонстраційна) — перша місія, яка демонструє основні технології, необхідні для захвату і видалення сміття.

ELSA-d, запуск якого був запланований на 2020 рік, складається з двох космічних апара-

тів, сервісного КА (≈184 кг) і клієнтського КА (≈20 кг), запущених у зістикованому стані. Сервісний КА обладнано технологіями безконтактного зближення і магнітним пристроєм для стикування, тоді як у клієнтського КА є феромагнітна пластина, яка дозволяє встановлювати його на док-станцію. Сервісний КА буде неодноразово випускати і закріплювати клієнтський КА в серії технічних демонстрацій, які доводять можливість пошуку і стикування зі сміттям. Демонстрації включають в себе пошук клієнтського КА, його огляд, зближення, а також захват. ELSA-d буде експлуатуватися з Центру керування обслуговуванням на орбіті — Національного об'єкта в Харвелле, Великобританія, який розробляється «Astroscale» як ключова частина наземного сегмента.

У лютому 2020 р. «Astroscale» оголосила про те, що її обрано комерційним партнером японського агентства аерокосмічних досліджень (JAXA) для першого етапу проєкту з видалення космічного сміття. Демонстраційний проєкт JAXA з комерційного видалення сміття CRD2 (Commercial Removal of Debris) складається з двох етапів однієї з перших в світі місій з видалення сміття великого розміру, перший з яких було доручено «Astroscale». Передбачається, що перший етап буде продемонстровано в кінці 2022 фінансового року в Японії і буде зосереджено на збиранні даних про корпус верхнього ступеня японської ракети як цільового об'єкта. «Astroscale» відповідатиме за виробництво, запуск і експлуатацію супутника, який буде обстежувати корпус ракети, збирати і передавати дані про параметри руху, щоб краще розуміти стан об'єкта. Проєкт CRD2 ще більше зміцнить лідерство Японії в розробці технологій і політики, які будуть стимулювати цей зростаючий ринок.

Компанія «Effective Space» зі штаб-квартирою у Великобританії має багаторічний досвід розробки та експлуатації малих супутників. У рамках першого підписаного «Effective Space» контракту буде запущено два космічних кораблі SPACE DRONE™, щоб продовжити термін служби двох супутників зв'язку на орбіті.

Оголошено, що орбітальний апарат здатний розвантажити до 20 супутників, по одному на місяць, і/або дозволити утримання клієнтського апарата у точці стояння протягом чотирьох років. Вартість проєктування, збирання, запуску, страхування і експлуатації першого супутника оцінюється приблизно у 40 мільйонів доларів.

Гарантовані послуги SPACE DRONE™, що надаються космічному апарату клієнта, включають в себе утримання в точці стояння і контроль орієнтації, переміщення по робочій орбіті і деорбітування, корекцію орбіти, введення в експлуатацію (Bringing into use — BIU).

Сервісер SPACE DRONE™ має такі загальні характеристики: стартова маса — 400 кг; термін служби на орбіті — 15 років; спільна експлуатація з використанням кільця Grand ESPA; сумісність з кільцем адаптера діаметром 937/1194/1666 мм; обслуговування клієнтських супутників вагою від 1500 до 4000 кг.

Компанія «Orbit Fab» пропонує поставку ракетного палива для супутників на навколоземній орбіті, розширюючи операційний потенціал нових та наявних космічних об'єктів і забезпечуючи безпрецедентну гнучкість бізнес-моделі для власників супутників. Співзасновники Даніель Фабер, генеральний директор, і Джеремі Шив, директор з маркетингу, працюють над створенням першої в світі заправної станції для заправки супутників.

Технологія RAFTI підтримує функцію багаторазового стикування двох КА. Механізм засувки подвійної дії забезпечує значне зміщення по всіх осях під час процесу стикування, що дозволяє виконувати операції самовирівнювання без необхідності використання складних маніпуляторів. Високе затискне зусилля системи заправлення забезпечує можливість подачі рідин під високим тиском і переміщення тіла супутника. Надійність підвищено завдяки мінімізації площ ковзних поверхонь та вилученню з процесу двигунів або механізмів.

Компанія «Momentus» створює космічний еквівалент подвійного старту. Клієнт використовує недорогу ракету, щоб доставити корисне навантаження на загальну орбіту, а потім, скориставшись транспортним засобом «Vigoride», може доставити свій супутник на будь-яку призначену для користувача орбіту.

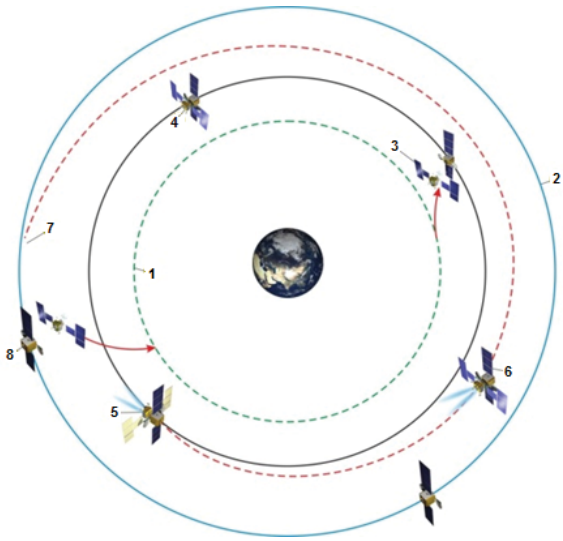

Рис. 3. Орбітальний маневр довиведення Клієнта на GEO: *1* — опорна орбіта Сервісера, *2* — GEO, *3* — перехід Сервісера з опорної орбіти на орбіту Клієнта, який виведений з похибкою, *4* — зближення та захоплення Сервісером Клієнта, *5* — надання Сервісеру імпульсу для переходу, *6* — перехід пари Сервісер — Клієнт на GEO, *7—8* — установка пари в точку стояння Клієнта. Відділення Сервісера від Клієнта

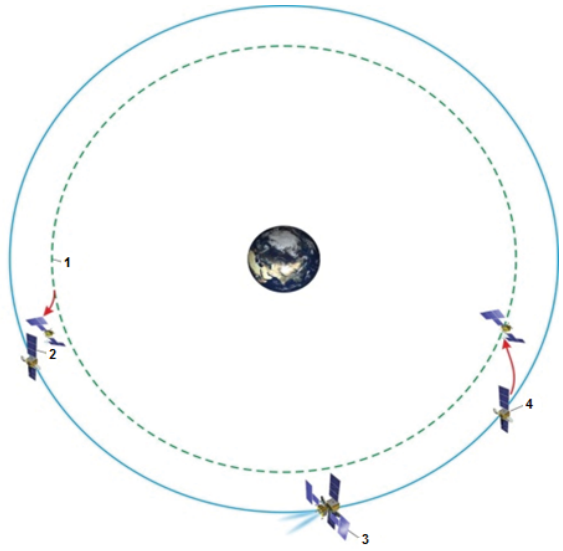

Рис. 4. Переміщення Клієнта в іншу точку стояння на GEO: *1* — опорна орбіта Сервісера, *2* — перехід Сервісера з опорної орбіти на GEO. Зближення та захоплення Сервісером Клієнта, *3* — перехід пари Сервісер — Клієнт в нову точку стояння на GEO, *4* — відділення Сервісера від Клієнта та перехід Сервісера на опорну орбіту

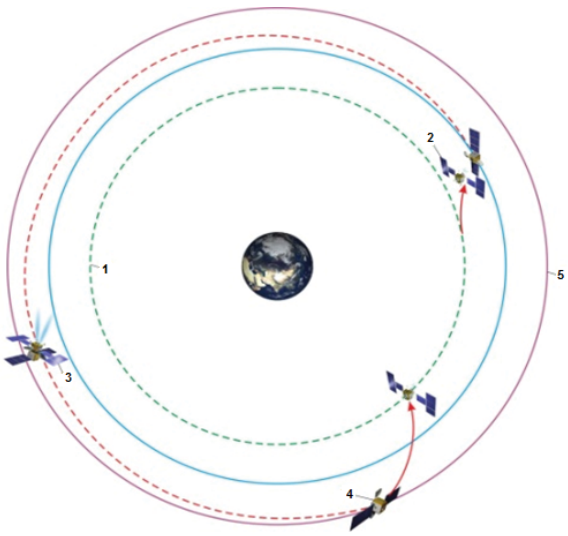

Рис. 5. Орбітальний маневр переводу Клієнта на орбіту захоронення (300 км вище GEO): *1* — опорна орбіта Сервісера, *2* — перехід Сервісера з опорної орбіти на GEO. Зближення та захоплення Сервісером Клієнта, *3* — орбітальний маневр переходу пари Сервісер — Клієнт на орбіту захоронення, *4* — відділення Сервісера від Клієнта та перехід Сервісера на опорну орбіту, *5* — орбіта захоронення

«Momentus» — перша компанія, що планує надавати послуги мультимодального транспортування супутників та доставляє невеликі супутники на точні орбіти дешевше і швидше завдяки стикувальним польотам в космосі. Поточна версія «Vigoride» — це одноразовий космічний корабель, який доставляє клієнтський корабель від точки доставки ракети-носія до бажаної кінцевої орбіти Клієнта. Компанія працює над створенням лінійки апаратів Сервісерів, які могли б працювати і на високих орбітах.

Компанія «Maxar Technologies» отримала повноваження від НАСА в рамках проєкту RESTORE-L щодо створення спеціалізованого апарата для відновлення та дозаправки супутників на низькій орбіті. Наразі іде збирання спеціалізованого апарата, для якого обрана платформа «Maxar» класу 1300. Пуск апарата планується на 2023 рік для обслуговування супутника «Landsat 7».

Ще один з проєктів компанії — створення апарата «Dragonfly» для розширення та збирання крупних космічних об’єктів на орбіті.

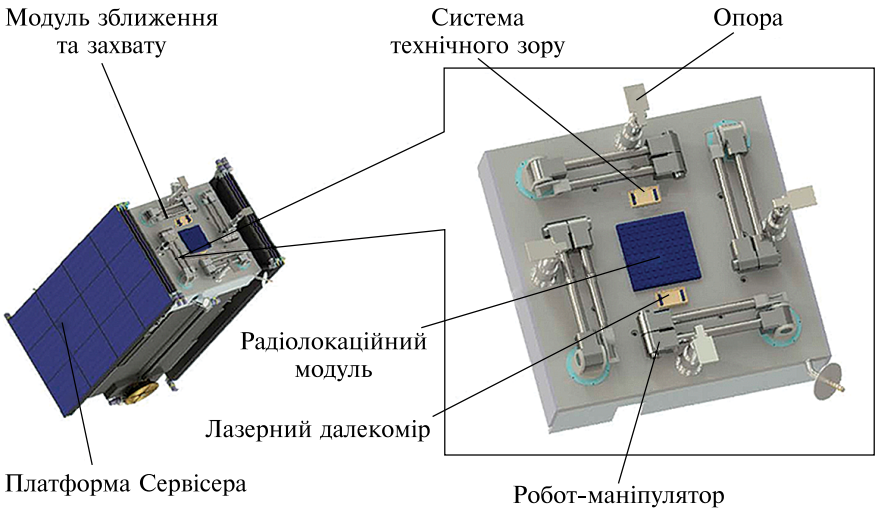

Рис. 6. Сервісер: платформа та модуль зближення та захвату

Компанію «Made in Space» створено у серпні 2010 року у містечку Маунтін Вью (Каліфорнія) з метою вивчення можливостей організації позаземного застосування адитивних технологій в умовах мікрогравітації. Вже в 2016 році розроблені компанією 3D-принтер та додаткове обладнання в рамках програми Additive Manufacturing Facility (AMF) запрацювали на МКС.

ОРБІТАЛЬНИЙ (МІЖОРБІТАЛЬНИЙ) ТРАНСПОРТНИЙ СЕРВІС

Як видно з попередніх розділів, ОСО включає в себе надання широкого спектру орбітальних послуг, однак навряд чи можливо створити універсальний Сервісер, здатний надавати всі види сервісів. Проєктування та виготовлення КА орбітального сервісу безумовно буде вимагати певної спеціалізації функціоналу. Якщо створення Сервісера, здатного надавати послуги апгрейду, дозаправлення, збирання на орбіті видається поки що перспективою, то Сервісер для надання транспортних послуг є сьогоденням, а його створення та експлуатація під силу українським вченим, інженерам та компаніям.

Транспортний сервіс є сукупністю кількох сервісів: зміна та корегування орбіти Клієнта; переміщення Клієнта по робочій орбіті; підтримання робочої орбітальної позиції Клієнта; міжорбітальні переміщення; трансфер на орбіту захоронення або деорбітування. Попит на саме ці сервіси, відповідно до маркетингових досліджень, становить сьогодні майже 25 % кумулятивного попиту (див. рис. 2). Однак це лише невеликий перелік, так би мовити, «якірних» операцій, які вже сьогодні продемонстровані та можуть розглядатися як системні. Схематично послідовність виконання сервісних операцій показано на рис. 3—5. Зрозуміло, що обирати опорну орбіту Сервісера потрібно виходячи із завдань, які стоять перед Сервісером для виконання місії.

Розпочата АТ «НВК «Курс» та ДП «КБ «Південне» розробка ескізного проєкту Сервісера для надання транспортних послуг передбачає, що цей апарат будується за модульним принципом та складається з двох основних модулів (рис. 6):

- платформи в двох варіантах — для застосування на геостаціонарній та низькій орбітах;
- модуля зближення та захвату.

Платформа апарата складається зі стандартних службових модулів і також побудована за модульним принципом. Важливо зазначити, що платформа також містить систему дозаправлення апарата. Такий підхід до проєктування не тільки відповідає зазначеним нами вище світовим трендам, а й створює умови для подальшого розширення функціональних можливостей Сервісера. Модуль зближення та захвату містить системи зближення та систему захвату, причому в систему зближення входять радіолокаційний

модуль, система технічного зору та лазерний далекомір.

Необхідність у трансфері космічних об'єктів виникає не тільки щодо космічних апаратів. Сфера застосувань транспортних послуг значно ширша [4]. Так, наприклад, ЄКА оголосило про створення апарата, який досягне астероїдів Didymos і Dimorphos в 2026 році та здійснить зміну їхньої траєкторії (місія DART). Кінцевою метою місії є відпрацювання техніки відхилення астероїдів апаратом програми та комерціалізація технології.

При видаленні космічного сміття середнього розміру ефективніше було б накопичувати його у спеціалізований транспортний контейнер, який потім за допомогою Сервісера деорбітувати. На порядку денному сьогодні і створення спеціалізованих вантажних модулів, які здатні завантажуватись в умовах космічного простору, кооперовано стикуватись та розстиковуватись з Сервісером, який буде переміщувати ці модулі у точку призначення та розвантажуватись. Таким чином, у перспективі можна буде задовольняти потреби майбутніх космічних готелів, здійснювати доставку корисних копалин, добутих з астероїдів, доставляти паливо для орбітальних заправних станцій. Аналогія з наземними трейлерами як прототипом очевидна. Коротше кажучи, з точки зору споживача спеціалізований вантажний модуль повинен забезпечити завантаження/розвантаження вантажів як на Землі, так і в умовах невагомості або мікрогравітації, багаторазове кооперoване стикування/розстикування з Сервісером та космічними об'єктами Клієнта.

ВИСНОВОК

Найближчим часом космічні апарати орбітального сервісу стануть елементами космічної інфраструктури, і не тільки в навколоземному космічному просторі. Реалізація українськими науковцями та інженерами проєкту створення, виробництва та експлуатації вітчизняного Сервісера відкриває широкі можливості міжнародної кооперації. Фактично йдеться про зайняття нової перспективної ніші у світовому розподілі праці у ближньому космосі.

У випадку підтвердження ефективності експлуатації апаратів на навколоземних орбітах можливе їхнє застосування на навколомісячних орбітах, що могло би стати суттєвим внеском України у програму Артеміда.

Ринок орбітальних послуг є молодим і таким, що швидко розвивається. Це поки що означає відсутність жорсткої міжнародної конкуренції у порівнянні з такими бізнес-напрямами, як пускові послуги, космічний зв'язок, дистанційне зондування Землі, де інші країни та компанії мають потужні конкурентні переваги.

Українські вчені та інженери мають широке коло компетенцій, пов'язане зі створенням апаратів орбітального сервісу, що є найголовнішою передумовою їхнього створення. Особливо це стосується Сервісера, який надає транспортні послуги в навколоземному космічному просторі. Розробляється ескізний проєкт такого апарата та ведеться відпрацювання його модулів. Попередні економічні розрахунки показують реалістичність можливих витрат на створення Сервісера, а також швидку можливість комерціалізації, що створює умови для залучення приватних інвестицій до фінансування проєкту.

Розробка проєкту створює умови для подальшого нарощування функціональних можливостей апарата, впровадження нових видів орбітальних (міжорбітальних) сервісів, суттєвого розширення сфер застосування Сервісера, ставить нові технічні завдання, які потребують вирішення на науковому та інженерному рівні.

ЛІТЕРАТУРА

1. Алпатов А. П. Системный анализ проектов космической отрасли, динамика и управление орбитальными комплексами. *Техн. мех*. 2018. № 3. С. 121—137.
2. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. О выборе оптимального маршрута орбитального сервисного обслуживания. *Техн. мех*. 2019. № 4. С. 21—28.
3. *Аналіз можливості створення космічного ракетного комплексу «Подвійний старт»*: техн. звіт. Дніпропетровськ: ДП «КБ «Південне ім. М. К. Янгеля», 2006. № 21.15467.307 ОТ.
4. Васильев В. В. *Введение в орбитальное сервисное обслуживание*. Киев: Элмис, 2013.
5. Васильев В. В., Годунок Л. А., Волков В. А., Мельничук С. В., Деркач С. В., Сомов А. В. О построении адаптируемой системы взаимных измерений для автономного сближения космических аппаратов с некооперируемыми космическими объектами. *Космічна наука і технологія*. 2020. **26**, № 3 (124). С. 42—54.
6. Дронь Н. М., Дубовик Л. Г., Кондратьев А. И., Хорольский П. Г. Расчет характеристик космического аппарата для сбора мелкого космического мусора. *Вестн. двигателестроения*. 2010. № 1. С. 24—28.
7. Зайцева А. Ю., Маслей В. Н., Галабурда Д. А., Белоусов К. Г., Москалев С. И., Зайцев С. С., Шовкопляс Ю. А. Электрореактивный буксир для межорбитальной транспортировки космических аппаратов. *Космічна наука і технологія*. 2015. **21**, № 5 (96). С. 24—27.
8. Савчук А. П., Фоков А. А. Определение параметров некооперированных объектов в задачах орбитального сервиса. *Техн. мех*. 2018. № 4. С. 30—45.
9. Федоров О. П. *Космічна діяльність: підходи до розробки стратегії Why space for Ukraine*. Київ: Наук. думка, 2019.
10. Шемшученко Ю. С., Малишева Н. Р. *Безпека космічної діяльності: правові засади*. Київ: Ін-т держави і права ім. В. М. Корецького НАН України, 2018.
11. Davis J. P., Mayberry J. P., Penn J P. *On-orbit Servicing: Inspection, repair, refuel, upgrade, and assembly of satellites in space*. Aerospace Corporation, Center for space policy and strategy, 2019.

Стаття надійшла до редакції 24.11.2020

REFERENCES

1. Alpatov A. P. (2018). System analysis of space industry projects, dynamics and control of orbital complexes. *Technical mechanics*, No. 3, 121—137.
2. Alpatov A. P., Goldshtein Y. M. (2019). On the choice of the optimal route for orbital service. *Technical mechanics*, No. 4, 21—28.
3. *Double launche: Technical report* (2006). State Enterprise Design Office “Yuzhnoe”, № 21.15467.307 OT.
4. Vasylyev V. V. (2013). *Introduction to on orbit servicing*. Kyiv: Elmiz [in Russian].
5. Vasylyev V., Godunok L., Volkov V., Melnichuk S., Derkach S., Somov A. (2020). On construction of adaptable mutual measurements system for autonomous rendezvous of spacecrafts with non cooperative space objects. *Space Science and Technology*, **26**, No. 3 (124), 42—54.
6. Dron N. M., Dubovik L. G., Kondratiev A. I., Horolsky P. G. (2010). Calculation of performance characteristics of the space vehicle for collection of small-sized space garbage. *Engine building bulletin*, No. 1, 24—28.
7. Zaitseva A. Yu., Maslei V. H., Galaburda D. A., Belousov K. G., Moskalov S. I., Zaicev S. S., Shovkoplias Yu. A. (2015). Electrojet tugs for spacecrafts interorbital transportation. *Space Science and Technology*, **21**, No. 5 (96), 24—27.
8. Savchuk A. P., Fokov A. A. (2018). Determination of the parameters of uncooperative objects in the tasks of the orbital service. *Technical mechanics*, No. 4, 30—45.
9. Fedorov O. P. (2019). *Space activity: Approaches to strategy formation. Why space for Ukraine*. Kyiv: Naukova dumka.
10. Shemshuchenko Y. S., Malysheva N. R. and others. *Safety of space activities: legal issues*. Kyiv: Research institute of State and law, National Academy of Sciences, 2018.
11. Davis J. P., Mayberry J. P., Penn J P. (2019). *On-orbit Servicing: Inspection, repair, refuel, upgrade, and assembly of satellites in space*. Aerospace Corporation, Center for space policy and strategy.

Received 24.11.2020

V. V. Vasylyev [1], Head of Supervisory Board, Ph. D. in Phys. & Math., Honored Economist of Ukraine
L. A. Godunok [2], Head of Design Bureau Department, Honored Machine Builder of Ukraine
E-mail: godunokla@ukr.net
S. A. Matviienko [2], Chief Designer, Ph. D. in Tech. Sci.

[1] Private Joint Stock Company "ELMIZ"
9 Boryspilska Str., Kyiv, 02099 Ukraine
[2] Private Joint Stock Company "Research and Production Complex "KURS"
9 Boryspilska Str., Kyiv, 02099 Ukraine

ON-ORBIT SERVICING — A STEP TOWARDS FURTHER EXPLORATION OF NEAR-EARTH SPACE

The purpose of the publication is to draw the attention of the Ukrainian scientific and technical community to the development of a new area of activity in outer space - orbital service. The content, technical and economic preconditions, and competitive advantages of its development in Ukraine are outlined. Definitions of orbital services such as customer inspection, orbital (inter-orbital) transportation, refueling and resupply, upgrade, assembly, collision avoidance are given. The competence of Ukrainian enterprises in this direction has been analyzed. The expediency and possibility of developing the direction of orbital servicing for further exploration of near space, in particular, the expertise of Ukrainian enterprises for the development and manufacture of systems for rendezvous and docking of spacecraft, have been substantiated. Scenarios of interaction between a space service vehicle and a client vehicle in near-earth orbit are described. The basic requirements for carrying out of the Servicer and the Client autonomous proximity operations, as well as the operation of seizing the client machine, are given. Proposals for the functionality of spacecraft for the provision of orbital space services are presented. It is proposed to consider the need to create specialized cargo modules, and examples of their application in orbit are given.

The tendencies of the approach to the creation of spacecraft structures adapted for in-orbit service are considered. The predicted volume of orbital service operations by type of service and with orbits is given. The information about the key players in a given market is provided. The design of the Servicer, which is being developed by PJSC RPC "KURS" and Yuzhnoye State Design Office for the provision of transport services, is presented. The features of its construction in general and the composition of the modules are explicated, as well as the possibility of further expanding the Servicer's functionality.

Keywords: on-orbit servicing, spacecraft, Servicer, satellite, geostationary orbit, inter-orbital transportation.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.051
УДК 681.78

В. Г. КОЛОБРОДОВ[1], в. о. зав. кафедри, д-р техн. наук, проф.
М. І. ЛИХОЛІТ[2], директор — головний конструктор, член-кореспондент НАН України, д-р техн. наук, проф.
В. М. ТЯГУР[1,2], заступник начальника науково-технічного комплексу — головний конструктор напрямку, доцент кафедри, д-р техн. наук, доц.
Б. Ю. ПІНЧУК[1,2], інженер-програміст
E-mail: pinchuk.brus@gmail.com
М. М. ЛУЦЮК[1], аспірант

[1] Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Проспект Перемоги 37, Київ, Україна, 03056
[2] Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»
вул. Московська 8, Київ, Україна, 01010

СПОТВОРЕННЯ ЗОБРАЖЕННЯ В СИСТЕМАХ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ ПРИ ДОВІЛЬНИХ КУТАХ ВІЗУВАННЯ

Проблематика. *Головною проблемою при запуску космічних оптико-електронних систем спостереження (ОЕСС) для дистанційного зондування Землі можна вважати їхню високу ціну, яку не завжди готові платити навіть передові країни світу. Тому до якості космічних апаратів і систем висуваються найжорсткіші вимоги. Одним із економічно доцільних варіантів підвищення ефективності космічних ОЕСС є зйомка земної поверхні при довільних кутах візування, що дозволяє при однаковому часі експлуатації зібрати більше інформації, але це, в свою чергу, призводить до спотворення зображення. Тому аналіз якості отримуваного зображення залежно від кутів візування ОЕСС є актуальною задачею, яка дозволить оцінити можливості системи і її відповідність встановленим вимогам.*

Метою дослідження *є вдосконалення фізико-математичної моделі модуляційної передавальної функції системи «об'єктив — матричний приймач випромінювання» та дослідження залежності просторового і радіометричного розділення від кутів візування для космічної ОЕСС при відхиленні візирної осі від надиру.*

Методика реалізації. *На основі аналізу моделей формування сигналу, для телевізійних і тепловізійних космічних ОЕСС запропоновано використовувати поняття контрасту сірого тіла. У фізико-математичній моделі запропоновано привести просторові частоти об'єктів спостереження при довільних кутах візування до просторових частот в надирі, а для розрахунку радіометричного розділення враховувати пропускання і розрідженість атмосфери, швидкість переміщення зображення на приймачі та час його інтегрування.*

Результати дослідження. *Практичні результати розрахунків запропонованої фізико-математичної моделі для космічних ОЕСС показали, що при відхиленні від надиру погіршується ефективна просторова смуга пропускання, і при вказаних параметрах системи недоцільно проводити зйомку при кутах візування, більших за 30°. Відповідно, порівняльний аналіз радіометричного розділення для різних приймачів показав, що фотонний приймач дає приблизно у 1.4 раза краще розділення в надирі, ніж тепловий, і практично однакові результати отримуються при максимальних кутах відхилення. Значний вплив спричиняє також зменшення коефіцієнта пропускання атмосфери за рахунок розрідження, яка сягає 26...45 % залежно від спектрального діапазону.*

Висновки*. Аналіз результатів дослідження підтверджує можливість того, що фотонні приймачі випромінювання можна замінити сучасними тепловими приймачами при несуттєвій втраті якості отримуваного зображення, що дозволяє значно збільшити час експлуатації космічних ОЕСС.*

Ключові слова*: оптико-електронні системи спостереження, дистанційне зондування Землі, модуляційна передавальна функція, спотворення зображення, кути візування, радіометричне розділення.*

Цитування: Колобродов В. Г., Лихоліт М. І., Тягур В. М., Пінчук Б. Ю., Луцюк М. М. Спотворення зображення в системах дистанційного зондування Землі при довільних кутах візування. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 51—65. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.051

ВСТУП

Космічні оптико-електронні системи спостереження (ОЕСС) для дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), що є продуктом передових технологій космічних держав, все активніше використовуються при вирішенні комплексу різних завдань, пов'язаних із отриманням інформації про земну поверхню та розташованих на ній об'єктів [15, 25].

Зростання попиту на використання цифрових даних ДЗЗ вимагає їхнього частішого оновлення, а висока ціна і обмежений термін експлуатації космічних апаратів (КА) стали причиною необхідності змінювати кути спостереження ОЕСС (тангажу, крену і рискання), що вважається найбільш економічно доцільним і ефективним шляхом вирішення даної проблеми. Побічним ефектом при відхиленні візирної осі ОЕСС від надиру є його вплив на якість отримуваного зображення, спричинений спотворенням форми проєкції області, розмиттям за рахунок зйомки при русі КА, ослабленням потоку випромінювання тощо [2, 4]. Перелічені причини призводять до погіршення основних якісних характеристик ОЕСС, які визначаються просторовою і енергетичною роздільною здатністю та контрастом, тобто модуляційною передавальною функцією (МПФ) [9, 16, 17, 22, 26].

Дослідженню якості зображення, яке отримується при ДЗЗ, присвячено значну кількість науково-технічних робіт, але розроблені фізико-математичні моделі дозволяють розрахувати МПФ лише за умови зйомки в надирі [10, 13, 14, 21, 26, 27, 30]. Серед великої кількості робіт можна виділити декілька, в яких представлено спрощену модель, яка враховує зйомку при відхиленні осі візування від надиру [19, 20], але їхня точність прийнятна лише для відхилень, менших за 20°. Головним недоліком даних робіт є відсутність досліджень впливу на якість зображення динаміки руху КА і пропускання атмосфери.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Мета роботи полягає в дослідженні модуляційної передавальної функції системи «об'єктив — матричний приймач випромінювання» космічної ОЕСС при відхиленні візирної осі від надиру, яка враховує динаміку руху КА, та дослідженні залежності радіометричного розділення від кутів візування, які враховують пропускання атмосфери і швидкість переміщення зображення на матричному приймачі випромінювання (МПВ).

МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ ЦИФРОВОГО СИГНАЛУ В СКАНЕРІ

Космічні ОЕСС можна поділити на два основні типи: телевізійні та тепловізійні системи спостереження. Основна відмінність їх в тому, що телевізійні системи сприймають в основному відбитий потік випромінювання від об'єкта у видимому і ближньому інфрачервоному спектральному діапазоні, а тепловізійні системи сприймають потік власного випромінювання об'єкта у середньому і дальньому ІЧ-діапазоні.

Фізична модель формування зображення в телевізійній системі спостереження. Сонце випромінює як абсолютне чорне тіло, спектральна світність якого визначається законом Планка [1, 16, 24]:

$$M(\lambda,T)=\frac{c_1}{\lambda^5\left[\exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right)-1\right]}\ [\text{Вт}\cdot\text{см}^{-2}\text{мкм}^{-1}], \quad (1)$$

де c_1 = 37415 Вт·см$^{-2}$мкм^4, c_2 = 14388 мкм·К, λ, мкм — довжина хвилі, T, К — температура тіла.

Випромінювання від Сонця проходить атмосферу, ослаблюється і попадає під певним кутом на земну поверхню (на якій розташовано об'єкти). Залежно від географічного розташування області сканування або КА, дати і часу зйомки, положення Сонця на небосхилі різне [23], а від положення Сонця залежить товща атмосфери, яку долає потік випромінювання, і кут, під яким воно падає на поверхню. Приймається, що поверхня є ламбертовою, і її спектральна яскравість дорівнює

$$L(\lambda,T)=\frac{1}{\pi}M(\lambda,T)\ \ [\text{Вт}\cdot\text{см}^{-2}\text{мкм}^{-1}\text{ср}^{-1}]. \quad (2)$$

Частина потоку відбивається від земної поверхні:

$$\rho=1-\varepsilon\,, \quad (3)$$

де ρ — коефіцієнт відбиття об'єкта, ε — коефіцієнт випромінювання об'єкта.

Об'єкт спостереження, розміщений на рівномірному фоні, характеризується контрастом відбиття

$$\Delta\rho = \rho_t - \rho_b\,, \qquad (4)$$

де ρ_t — коефіцієнт відбиття об'єкта, ρ_b — коефіцієнт відбиття фону.

Відбите випромінювання проходить під певним кутом через атмосферу і потрапляє в об'єктив ОЕСС, який фокусує зображення об'єкта і фону на МПВ. Матричний приймач випромінювання перетворює розподіл освітленості в електричний сигнал, який після зчитування формує цифровий сигнал.

Фізична модель формування зображення в тепловізійній системі спостереження. Земна поверхня з розташованими на ній об'єктами випромінюють як сіре тіло з коефіцієнтом випромінювання ε. Об'єкт спостереження, розміщений на рівномірному фоні, характеризується контрастом випромінювання:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_t - \varepsilon_b\,, \qquad (5)$$

де ε_t — коефіцієнт випромінювання об'єкта, ε_b — коефіцієнт випромінювання фону.

Власне випромінювання проходить під певним кутом через атмосферу і потрапляє в об'єктив ОЕСС, де формується цифрове зображення.

МОДУЛЯЦІЙНА ПЕРЕДАВАЛЬНА ФУНКЦІЯ СИСТЕМИ

Спрощена математична модель «об'єктив — МПВ» (рис. 1) вважається лінійно-інваріантною системою, до якої можна застосувати поняття МПФ. Одновимірну МПФ системи можна представити добутком

$$MTF_S(\nu_x) = MTF_{ob}(\nu_x)MTF_{dt}(\nu_x)MTF_{img}(\nu_x)\,,$$

де $\nu_{x,y}$ — просторова частота у площині МПВ по відповідній осі координат, MTF_S — МПФ системи «об'єктив — МПВ», MTF_{dt} — МПФ МПВ, $MTF_{об}$ — МПФ об'єктива, MTF_{img} — МПФ впливу зміщення зображення.

Модуляційна передавальна функція дифракційно обмеженого об'єктива без екранування [1, 2] має вигляд

$$MTF_{об}(\nu_r) = \begin{cases} \dfrac{2}{\pi}(\beta - X\cdot\sin\beta) & \text{при} \quad 0 \le X \le 1, \\ 0 & \text{при} \quad X > 1. \end{cases}$$

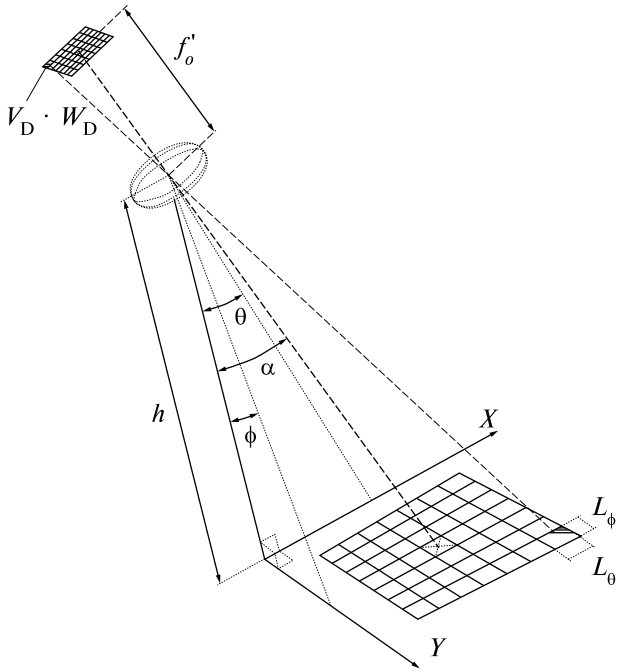

Рис. 1. Геометрична схема зйомки ОЕСС; *Ox* — напрямок польоту КА

$$\beta = \arccos(X)\,,\ X = \frac{\nu_r}{\nu_{r\max}}\,,\ \nu_{r\max} = \frac{D_{об}}{\lambda f'_{об}}\,,$$

де $\nu_r = \sqrt{\nu_x^2 + \nu_y^2}$ — просторова частота у полярній системі координат, $D_{об}$ —діаметр об'єктива, $f'_{об}$ — фокусна відстань об'єктива.

Модуляційна передавальна функція приймача випромінювання при зйомці в надирі [1, 2] дорівнює

$$MTF_{dt}(\nu_x, \nu_y) = |\mathrm{sinc}(\nu_x V_D, \nu_y W_D)|\,, \qquad (6)$$

де $V_D \times W_D$ — період чутливих елементів у колонках і рядках, $\mathrm{sinc}(x) = \mathrm{sinc}(\pi x)/(\pi x)$.

Аналізуючи МПФ МПВ для довільних кутів візування [20], її можна переписати в загальному вигляді

$$MTF_{dt}(\nu_x, \nu_y) = \left|\sin c\left(\nu_x V_D \frac{L_\theta}{P_\theta},\ \nu_y W_D \frac{L_\phi}{P_\phi}\right)\right|, \qquad (7)$$

де $L_{\theta,\phi}$ — просторове розділення при довільних кутах візування в напрямку і поперек польоту відповідно, тобто величина проєкції пікселя вздовж осей *Oxy* [4] (рис. 1).

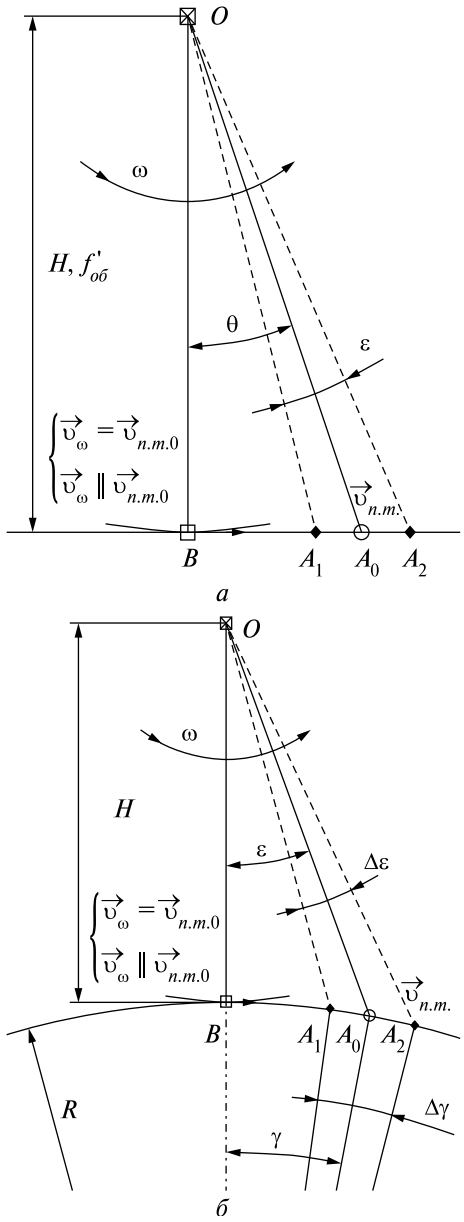

Рис. 2. Схема визначення $\upsilon_{пт}$ при заданій швидкості ω обертання ОЕСС, коли точка A_0 проєктується: *а* — на плоску поверхню, *б* — на опуклу поверхню

Ми пропонуємо привести просторові частоти об'єктів спостереження при довільних кутах візування до просторових частот в надирі. Тобто, об'єкт при зйомці в надирі формує одну просторову частоту зображення об'єктів у фокальній площині, а після відхилення від надиру розміри об'єкта і періоду пікселів не змінюються. Натомість розміри проєкції пікселів на земній поверхні збільшуються, що призводить до зменшення просторових частот зображень об'єктів у фокальній площині об'єктива, що призводить до погіршення роздільної здатності ОЕСС. Отже, формула (7) додатково характеризує можливість виявлення і розпізнавання об'єктів на фоні.

Величина проєкції пікселя при зйомці в надирі дорівнює

$$P_\theta = \frac{H}{f'_{об}} V_D\,,\ P_\phi = \frac{H}{f'_{об}} W_D\,,$$

де H — висота КА (h на рис. 1).

Підставляючи P_θ *і* P_ϕ в (7), отримаємо

$$MTF_{dt}(\nu_x, \nu_y) = \left| \mathrm{sinc}\left(\nu_x L_\theta \frac{f'_{об}}{H}, \nu_y L_\phi \frac{f'_{об}}{H} \right) \right|.$$

Алгоритм розрахунку просторового розділення $L_{\theta,\phi}$ із врахуванням кривизни Землі описано в роботі [4].

Модуляційна передавальна функція впливу зміщення зображення за рахунок динаміки руху КА [2] дорівнює

$$MTF_{img}(\nu_x) = \left| \mathrm{sinc}(\nu_x t_i \upsilon_{img,x}, \nu_y t_i \upsilon_{img,y}) \right|, \quad (8)$$

де t_i — час інтегрування, $\upsilon_{img,x,y}$ — швидкість переміщення зображення по відповідних координатах.

Швидкість переміщення зображення υ_{img} або підсупутникової точки $\upsilon_{пт}$ по відповідних координатах визначається із рівності кутових швидкостей переміщення точки A_0 (рис. 2) по відповідній поверхні — плоскій (МПВ) чи опуклій (поверхня Землі). Згідно з рис. 2, *а*, кутова швидкість переміщення зображення на МПВ, яка визначається координатами W_x (відповідний кут θ на рис. 2, *а*):

$$\omega = \frac{\upsilon_{img,x}}{f'_{об}} \cos^2 W_x\,. \quad (9)$$

Згідно з рис. 2, *б*, кутова швидкість переміщення точки на земній поверхні, яка визначається координатами $\theta_2 + W_x$ (відповідний кут ε на рис. 2, *а*), дорівнює

$$\omega = \upsilon_{пт,x} \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos\gamma_x)}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos\gamma_x)}\,, \quad (10)$$

$$\gamma_x = \arcsin\left(\sin\theta_2 \frac{H + R_k}{R_k} \right) - \theta_2\,.$$

Згідно з роботою [2] проєкція швидкості переміщення зображення на відповідну координатну вісь визначається як:

$$\begin{cases} \upsilon_{\text{пт},x} = \upsilon_{\text{пт}} \cos(\varphi_{img} - \varphi_{\text{с}}), \\ \upsilon_{\text{пт},y} = \upsilon_{\text{пт}} \cos(\varphi_{img} - \varphi_{r}), \end{cases} \quad (11)$$

де φ_r, φ_c — кути нахилу проєкцій рядків і стовпців пікселів МПВ відносно напрямку польоту КА (вздовж осі Ox рис. 1) [4].

Прирівнявши (9) і (10) і підставивши (11), можна визначити швидкість переміщення зображення υ_{img} у фокальній площині залежно від швидкості підсупутникової точки $\upsilon_{\text{пт}}$. Швидкість переміщення зображення по відповідній координаті дорівнює

$$\upsilon_{img,x} = \upsilon_{\text{пт}} f'_{\text{об}} \frac{\cos(\varphi_{img} - \varphi_c)}{\cos^2 W_x} \times$$

$$\times \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos\gamma_x)}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos\gamma_x)}, \quad (12)$$

Швидкість $\upsilon_{img,y}$ визначається аналогічно при умові підстановки φ_r замість φ_c, γ_y замість γ_x, W_y замість W_x і ϕ замість θ.

Швидкість підсупутникової точки визначається за формулою [2]:

$$\upsilon_{\text{пт}}(\beta_E) = R_t(\beta_E)\left[\frac{\mu_E}{R_0^3(\beta_E)} + \omega_E^2 \cos^2\beta_E + \right.$$

$$\left. + 2\omega_E \cos\beta_E \frac{\mu_E^{1/2}}{k_E} R_0^2(\beta_E) R_E^{-7/2}\right]^{1/2},$$

$$R_t(\beta_E) = \sqrt{R_{\min}^2 \sin^2\beta_E + R_{\max}^2 \cos^2\beta_E},$$

$$R_0(\beta_E) = H + R_t(\beta_E),$$

де $\mu_E = 398602$ км^3/с^2 — гравітаційний параметр Землі, $\omega_E = 15''/\text{с}$ — кутова швидкість Землі, $R_E = 6371.032$ км — середній радіус Землі, β_E — широта розташування точки на поверхні Землі.

Напрямок вектора руху підсупутникової точки [2] визначається виразом

$$\text{tg}\phi_{img} = \frac{R_0^{1.5}\omega_E \cos\beta_E \sin i}{\mu_E^{1/2} - R_0^{1.5}\omega_E \cos\beta_E \cos i}.$$

За траєкторію орбіти обрано сонячно-синхронну орбіту, яка описується кутом нахилу орбіти [2, 11, 12]:

$$i = \arccos\left(-\frac{1}{k_E}\left(\frac{R_0}{R_E}\right)^{7/2}(1 - e^2)^2\right) \approx$$

$$\approx \arccos\left(-\frac{1}{k_E}\left(\frac{R_0}{R_E}\right)^{7/2}\right),$$

де $e \in (0; 1)$ — ексцентриситет траєкторії орбіти (для кола $e = 0$), $k_E = 10.10949$ — стала для Землі.

РАДІОМЕТРИЧНЕ РОЗДІЛЕННЯ СИСТЕМИ

Радіометричне розділення ОЕСС потребує представлення енергетичної моделі, яка описуватиме освітленість розподілу сформованого зображення. Використовуючи методику [1, 16, 24], необхідно отримати потік випромінювання, який фокусується на МПВ.

Оптико-електронні системи спостереження працюють в деякому спектральному діапазоні $\lambda \in (\lambda_1, ..., \lambda_2)$, що визначається інтегральною енергетичною світністю:

$$M_\lambda(T) = \int_\lambda M(\lambda, T)d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M(\lambda, T)d\lambda \left[\frac{\text{Вт}}{\text{см}^2}\right].$$

Сумарний потік випромінювання від області A_1 визначається як

$$\Phi_\lambda = M_\lambda A_1.$$

де A_1 — площа області об'єкта, обмежена миттєвим полем зору ОЕСС, або ж площа проєкції пікселя.

Згідно з виразом (2) інтегральна енергетична яскравість дорівнює

$$L_\lambda = \frac{M_\lambda}{\pi} = \frac{I_\lambda}{A_1 \cos\alpha}\left[\frac{\text{Вт}}{\text{см}^2 \cdot \text{ср}}\right],$$

де I_λ — енергетична сила світла (Вт/ср), α — кут відхилення ОЕСС [4].

Потік випромінювання, виражений через силу світла, становить

$$\Phi_\lambda = \Omega_2 I_\lambda = \frac{A_2}{L_{AB}^2} I_\lambda = \frac{\pi}{4}\frac{D_{\text{об}}^2}{L_{AB}^2} I_\lambda,$$

де L_{AB} — довжина траси (відстань між об'єктом і ОЕСС), A_2 — площа вхідної зіниці ОЕСС.

Співвідношення між тілесними кутами ОЕСС [24]:

$$A_1\Omega_2 = A_2\Omega_1 = \frac{A_1 A_2}{L_{AB}^2},$$

де Ω_2, ср — тілесний кут з «конусною» основою A_2, Ω_1, ср — тілесний кут з «конусною» основою A_1.

Припустимо, що об'єкти і фон, розташовані на земній поверхні, мають однакову температуру, але різні коефіцієнти відбивання ρ і випромінювання ε (3). Для узагальнення енергетичної моделі введемо поняття коефіцієнта сірості μ, який представлятиме або ρ, або ε залежно від того, яка із систем спостережень розраховується, — телевізійна чи тепловізійна. Основна ідея полягає в тому, щоб представити контраст відбиття і випромінювання одним виразом, який характеризував би виділення об'єкта на фоні. Введемо поняття контраст сірого тіла, узагальнивши вирази (4) і (5):

$$\Delta\mu = \mu_t - \mu_b, \qquad (13)$$

де μ_t — коефіцієнт сірості об'єкта, μ_b — коефіцієнт сірості фону.

Згідно з приведеними вище формулами можна записати інтегральний потік випромінювання, який потрапляє на МПВ від об'єкта:

$$\Phi_{Ds} = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}}\Phi_\lambda = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}}\frac{M_\lambda A_1 A_2}{\pi L_{AB}^2}\cos\alpha, \qquad (14)$$

де $\tau_{\text{атм}}$ — коефіцієнт пропускання атмосфери, $\tau_{\text{об}}$ — коефіцієнт пропускання об'єктива ОЕСС (зазвичай $\tau_{\text{об}} = 0.75...0.85$).

Інтегральна освітленість пікселя площею A_3 дорівнює

$$E_p = \frac{\Phi_{Ds}}{A_3} = \frac{\Phi_{Ds}}{V_d W_d}\left[\frac{\text{Вт}}{\text{см}^2}\right]. \qquad (15)$$

Максимальна швидкість переміщення зображення досягається за умов сканування в надирі. Приймемо, що сканування відбувається в надирі ($\alpha = 0$), і кутовий розмір об'єкта спостереження більший від миттєвого поля зору, тоді максимальна площа об'єкта, яку охоплює проєкція пікселя, дорівнює

$$A_1 = A_3\left(\frac{H}{f'_{\text{об}}}\right)^2 \approx A_3\left(\frac{L_{AB}}{f'_{\text{об}}}\right)^2. \qquad (16)$$

Підставимо (14) і (16) в (15):

$$E_\lambda = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}}\frac{M_\lambda A_2}{\pi f'^2_{\text{об}}} = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}}\frac{1}{4}\left(\frac{D_{\text{об}}}{f'_{\text{об}}}\right)^2 M_\lambda. \qquad (17)$$

Із формули (17) випливає, що при кутовому розмірі об'єкта, більшому від миттєвого поля зору пікселя і якщо не враховувати впливу зміни $\tau_{\text{атм}}$ при відхиленні візирної осі від надиру, освітленість МПВ не залежить від відстані ОЕСС до об'єкта, а отже, в таких умовах освітленість (17) не залежить від кутів візування і відповідає результатам досліджень [19].

Матричний приймач випромінювання реєструє різницю освітленості між об'єктом і фоном (13):

$$\Delta E_\lambda = \Delta\mu\cdot\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}}\frac{1}{4}\left(\frac{D_{\text{об}}}{f'_{\text{об}}}\right)^2 M_\lambda. \qquad (18)$$

Розрідженість атмосфери залежить від висоти, а отже від висоти залежить і коефіцієнт пропускання атмосфери. Відповідно при відхиленні від надиру товщина атмосферного шару, яку проходить випромінювання від земної поверхні до ОЕСС, змінюється, що впливає на коефіцієнт пропускання атмосфери. Приведені апроксимовані формули визначення ефективної довжини шляху, яка характеризує товщину атмосферного шару, дійсні лише на невеликих висотах і при малих кутах нахилу. Постає завдання отримати формулу для точного визначення ефективної довжини шляху нахиленої траси, яка б враховувала розрідження атмосфери.

Спектральний коефіцієнт пропускання атмосфери визначається добутком

$$\tau_A(\lambda, \alpha) = \tau_{H_2O}(\lambda,\alpha)\tau_{CO_2}(\lambda,\alpha)\tau_s(\lambda,\alpha), \qquad (19)$$

де τ_{H_2O} — коефіцієнт пропускання за рахунок ослаблення парами води, τ_{CO_2} — коефіцієнт пропускання за рахунок ослаблення вуглекислим газом, τ_s — коефіцієнт пропускання за рахунок розсіювання.

Досліджуючи кожну із складових виразу (19), можна записати залежність певного параметра від висоти:

$$\begin{cases} \omega_{\text{еф}} = \omega_0\varphi_d d\exp(-0.5154\cdot h_i), \\ d_{\text{еф}} = d\exp(-0.313\cdot h_i), \\ p_{\text{еф}} = p_0\exp(-0.123\cdot h_i), \end{cases}$$

де $\omega_{\text{еф}}$ — ефективна товщина водяних парів (мм), ω_0 — кількість осадженої води на приземній трасі (мм/км) при вологості повітря φ_d = 100 %, $d_{\text{еф}}$ — ефективна довжина траси вуглекислого газу, $d = L_{AB}$, p_0 — тиск повітря на рівні моря, h_i — висота (об'єкта або КА) над рівнем моря.

У приведених випадках знаходяться ефективні довжини трас, тому їх можна узагальнити одним виразом:

$$d_{\text{еф},j} = d\exp(-k_j h_i)\,, \qquad (20)$$

де $d_{\text{еф},j}$ — ефективна довжина траси для j-ї складової, за рахунок якої відбувається ослаблення, k_j — коефіцієнт розрідження відповідної складової атмосфери, де для парів води $k_1 = 0.5154$, вуглекислого газу — $k_2 = 0.313$ і розсіювання — $k_3 = 0.123$ км$^{-1}$.

Згідно з рис. 3 можна розрахувати ефективну довжину шляху для нахиленої траси, використовуючи фізичне значення криволінійного інтеграла першого роду і розподіл відповідної складової у просторі (20):

$$d_{\text{еф},j} = L_{AB}(\alpha)\frac{\exp(-k_j h_0)}{k_j(h_1 - h_0)}[1-\exp(-k_j(h_1-h_0))]\,.$$

Під ефективною довжиною нахиленої траси розуміється еквівалентна довжина нахиленої траси у приземних умовах, тобто така довжина горизонтальної траси на рівні моря, значення $\tau_{\text{атм}}$ для якої дорівнювало б значенню $\tau_{\text{атм}}$ для нахиленої траси. Знаючи $d_{\text{еф}}$, можна розрахувати $\tau_{\text{атм}}$ залежно від кута відхилення від надиру α за таблицями Пассмана — Лармора по алгоритму [5, 6, 8].

Довжина траси визначається з врахуванням деяких формул (10) [4]:

$$L_{AB}(\alpha) = \frac{1}{\cos\alpha}[H + R_k(1-\cos\gamma)]\,.$$

У більшості науково-технічної літератури радіометричне розділення визначається для статичних систем з необмеженим часом зйомки, а результати дослідження енергетичного розділення для динамічних систем — практично відсутні. Оскільки в космічних ОЕСС, які аналізуються в даній роботі, змішується зображення (11) протягом часу інтегрування t_i, то необхідно оцінити його вплив на радіометричну роздільну здатність залежно від кутів візування.

Припустимо, що динамічна ОЕСС формує ідеальний безабераційний рівномірний сигнал прямокутної форми на деякому пікселі МПВ:

$$\text{rect}(x, V_d) = \begin{cases} 1, & |x| \le 0.5V_d, \\ 0, & |x| > 0.5V_d. \end{cases} \qquad (21)$$

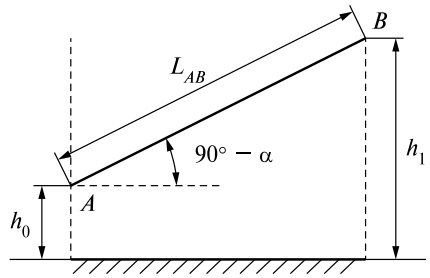

Рис. 3. Схема розташування ОЕСС в точці *B* і об'єкт спостереження в точці *A*

За рахунок динаміки руху КА сигнал (21) переміщується на пікселі, і у відповідний момент часу піксель сприйме певну частину сигналу залежно від їхнього відносного розташування. Відносна величина сприйнятого сигналу описується згорткою двох функцій у припущенні, що чутливість також описується виразом (21):

$$S(\Delta x, V_d) = \text{rect}(\Delta x, V_d) * \text{rect}(\Delta x, V_d) =$$
$$= \int_{-0.5V_d}^{0.5V_d} \text{rect}(\Delta x - x, V_d)\,\text{rect}(x, V_d)dx\,,$$

$$S(\Delta x, V_d) = \text{tri}(\Delta x, V_d) = \begin{cases} 1 - \left|\dfrac{\Delta x}{V_d}\right|, & |\Delta x| \le V_d, \\ 0, & |\Delta x| > V_d. \end{cases}$$

де tri(x) — трикутна функція.

Величина зміщення сигналу відносно пікселя дорівнює

$$\Delta x = \upsilon_{img,x}\, t_i\,.$$

де t_i — відповідний момент часу відносно початку інтегрування.

Відносний сумарний сигнал, який сприйме піксель за час t_i з урахуванням руху зображення, можна визначити за допомогою виразів

$$U_S(t, \upsilon_{img}, V_d) = \frac{1}{t}\int_0^t S(t\cdot\upsilon_{img}, V_d)dt\,,$$

$$U_{S,x}(t_i, \theta) = \begin{cases} 1 - \left|\dfrac{t_i\cdot\upsilon_{img,x}(\theta)}{2V_d}\right|, & |t_i\cdot\upsilon_{img,x}(\theta)| \le V_d, \\ \left|\dfrac{V_d}{2t_i\cdot\upsilon_{img,x}(\theta)}\right|, & |t_i\cdot\upsilon_{img,x}(\theta)| > V_d. \end{cases} \qquad (22)$$

Формула (22) показує, що при збільшенні періоду пікселів V_d збільшується і кількість на-

копиченої енергії, при зменшенні часу кількість енергії зменшується, а при зменшенні швидкості переміщення зображення кількість накопиченої енергії збільшується. Формула (22) необхідна лише для експертної оцінки, а для більш точних результатів необхідно сигнал, що падає на піксель, описувати згорткою форми об'єкта з функцією розсіювання точки і використовувати формулу, яка описуватиме швидкість переміщення зображення залежно від часу t_i, яку можна отримати із формул (9) і (10).

Енергетику динамічних систем краще описувати не освітленістю, а експозицією [1, 16, 24], бо ця енергетична величина характеризує не лише падаюче випромінювання, а і сам приймач випромінювання, визначаючи кількість сприйнятої енергії.

Радіометричне розділення динамічної ОЕСС залежно від кутів візування із врахуванням (18) і (22) визначається з виразу

$$H_\lambda(\alpha) = t_i \Delta E_\lambda(\alpha) =$$

$$= \frac{1}{4}\Delta\mu \cdot \tau_{об}\tau_{атм}(\alpha)\left(\frac{D_{об}}{f'_{об}}\right)^2 M_\lambda t_i U_{S,x}(t_D,\theta) U_{S,y}(t_D,\phi).$$

Відповідно радіометричне розділення:

$$\Delta\mu(\alpha) = \frac{4H_\lambda}{\tau_{об}\tau_{атм}(\alpha) M_\lambda t_D U_S(t_D,\alpha)}\left(\frac{f'_{об}}{D_{об}}\right)^2.$$

ПРИКЛАДИ РОЗРАХУНКУ

Як приклад використання моделей і методів розрахунку розглянемо сканер тепловізійної системи спостереження при таких параметрах:

• висоти КА H_1 = 500 км і H_2 = 670 км, температура повітря t_{air} = 20.5 °C; вологість повітря над Києвом (широта β_E = 50.45°) φ_d = 75 %; метеорологічна дальність видимості d_v = 15 км; температура тест-об'єкта, за якою визначається NETD МПВ, T_d = 300 K [24]; коефіцієнт пропускання об'єктива $\tau_{об}$ = 0.8; температура об'єкта і фону на поверхні Землі T_{tar} = 20 °C; контраст сірого тіла над фоном $\Delta\mu$ = 0.92 – 0.69 = 0.23 (порівнюються коефіцієнти випромінювання бетону і асфальту [1], наприклад аеропорт), можливість відхилення за кутами візування тангажу і крену $\theta_{max} = \phi_{max}$ = 45°, за кутом рискання ψ = 0 поворот не відбувається; R_{min} = 6356.777 км і R_{max} = 6378.160 км — радіуси Землі біля полюсів і екватора відповідно;

• тепловий МПВ GST417V: період пікселів $V_{Dt} \times W_{Dt}$ = 17 × 17 мкм; спектральний діапазон $\Delta\lambda_t$ = 8...14 мкм; середня довжина хвилі λ_{ct} = 10 мкм; еквівалентна шуму різниця температур $NETD_t$ = 40 мК; час інтегрування t_{it} = 12 мс; роздільна здатність $p_t \times q_t$ = 300 × 400 пкл; діафрагмове число k_{efft} = 1;

• фотонний МПВ C615S LWIR: період пікселів $V_{Dp} \times W_{Dp}$ = 15 × 15 мкм; спектральний діапазон $\Delta\lambda_p$ = 7.7...9.5 мкм; середня довжина хвилі λ_{cp} = 8.5 мкм; еквівалентна шуму різниця температур $NETD_p$ = 35 мК; частота зчитування з одного виходу f_{Dp} = 10 МГц, кількість виходів N_{Dp} = 4; роздільна здатність $p_p \times q_p$ = 512 × 640 пкл; діафрагмове число k_{efp} = 2.

Проміжні розрахунки дають такі значення параметрів: радіуси Землі R_t = 6365.455 км і R_k = 6373.58 км; кути нахилу орбіт залежно від висоти i_1 = 97.383° і i_2 = 98.047°; швидкість підсупутникової точки $\upsilon_{пт1}$ = 7108.611 м/с і $\upsilon_{пт2}$ = 6857.689 м/с; напрямок вектора руху підсупутникової точки φ_{img1} = 2.357° і φ_{img2} = 2.439°; частоти Найквіста ν_{Nt} = 29.41 мм$^{-1}$ і ν_{Np} = 33.33 мм$^{-1}$; кількість пікселів для фотонного МПВ $N_{ap} = p_p \times q_p$ = 327680, кількість пікселів на один вихід $N_{ep} = N_{ap} / N_{Dp}$ = 81920, частота кадрів $f_{fp} = f_{Dp} / N_{ep}$ = 122.07 Гц, час інтегрування дорівнює $t_{ip} = 1/f_{fp}$ = 8.192 мс; експозиція, еквівалентна пороговому сигналу (SNR = 1) $H_{\lambda t}$ = $3.158 \cdot 10^{-4}$ Дж/м^2 і $H_{lp} = 1.803 \cdot 10^{-5}$ Дж/м^2.

Синтез узгодженої оптико-електронної системи спостереження. Використовуючи формули (6) і (8), можна визначити мінімальне просторове розділення ОЕСС, яке враховує динаміку руху КА, а сам критерій має вигляд

$$V_D \geq t_D \upsilon_{img,x}.$$

Дана нерівність показує, що «ідеальна» точка зображення, яка перебуває на одному краю пікселя, не повинна за час інтегрування переміститись далі межі пікселя, щоб її енергія повністю була сприйнята пікселем. Враховуючи, що максимальна швидкість переміщення зображення досягається при скануванні в надирі, то відповідно можна із приведеної нерівності визначити макси-

мально допустиму фокусну відстань об'єктива:

$$f'_{об} \le \frac{V_D H}{t_D \upsilon_{пт} \cos\varphi_{img}}.$$

Дослідження показали, що у зв'язку із великим часом відгуку МПВ при наведених умовах просторове розділення обмежується для теплових МПВ. Тому для забезпечення однакових умов зйомки спочатку визначимо параметри для теплового МПВ, і тоді на основі рівності миттєвих полів зору між ОЕЕС з тепловим і фотонним МПВ знайдемо параметри для ОЕСС з фотонним МПВ:

$$f'_{обp} = f'_{обt} \frac{V_{Dp}}{V_{Dt}}.$$

де $f'_{обt}$ — фокусна відстань об'єктива ОЕСС з матрицею GST417V, $f'_{обp}$ — фокусна відстань об'єктива ОЕСС з матрицею C615S LWIR.

Фокусні відстані залежно від висоти дорівнюють: для ОЕСС з матрицею GST417V $f'_{обt1}$ = = 99.73 мм і $f'_{обt2}$ = 138.54 мм, а для ОЕСС з матрицею C615S LWIR — $f'_{обp1}$ = 88 мм і $f'_{обp2}$ = = 122.24 мм.

Діаметр об'єктива ОЕСС з мікроболометричними матрицями підбирається на основі узгодження параметрів МПВ і об'єктива на основі критерію узгодження на просторовій частоті Найквіста або рівності МПФ компонентів при контрасті в 50 %:

$$D_{об} = 1.679 \frac{\lambda f'_{об}}{V_D}$$

і

$$D_{об} = 1.472 \frac{\lambda f'_{об}}{V_D}.$$

Будемо вважати, що об'єктиви є дифракційно обмеженими і без екранування. Щоб зробити узгодження системи для отримання кращого контрасту, в даному прикладі обрано вираз з коефіцієнтом 1.472. Відповідно діаметри об'єктивів ОЕСС залежно від висоти для матриці GST417V становлять $D_{обt1}$ = 86.35 мм і $D_{обt2}$ = 119.96 мм. У зв'язку зі специфікою конструкції фотонних матриць з охолодженням, діаметр їхньої вхідної зіниці має бути меншим від фокусної відстані більш ніж удвічі [7], тому діаметри об'єктивів ОЕСС для матриці C615S LWIR дорівнюють $D_{обp1}$ = 44 мм і $D_{обp2}$ = 61.12 мм.

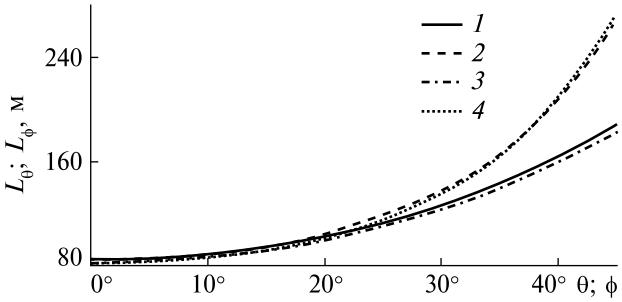

Рис. 4. Просторове розділення ОЕСС залежно від кутів візування: *1* — в напрямку польоту на висоті H_1, *2* — поперек польоту на висоті H_1, *3* — в напрямку польоту на висоті H_2, *4* — поперек польоту на висоті H_2

Розрахунок МПФ оптико-електронної системи спостереження. Оскільки для ОЕСС з тепловим і фотонним МПВ миттєвий кут поля зору однаковий, то на рис. 4 відображено залежність просторового розділення вздовж і поперек польоту для обох висот незалежно від приймача випромінювання. Також припустимо, що ОЕСС одночасно відхиляється по тангажу і крену на однакові кути, щоб одночасно показати вплив обох кутів. З рис. 4 можна побачити, що просторове розділення в надирі для висоти H_1 в напрямку і поперек польоту $L_{\theta1} = L_{\phi1}$ = 85.23 м, а для висоти H_1 – $L_{\theta2} = L_{\phi2}$ = 82.22 м. Після відхилення на кути $\theta_{max} = \phi_{max}$ = 45°, просторове розділення погіршилося та становило $L_{\theta1}$ = 188.59 м, $L_{\phi1}$ = = 269.61 м і $L_{\theta2}$ = 182.99 м, $L_{\phi2}$ = 273.96 м. Зауважимо, що згідно з роботою [4] просторове розділення залежить не лише від кутів візування (так звана «послідовність відхилення»), а й від механічної конструкції відхилення. Якщо перший вузол кріплення відхиляє по крену другий вузол кріплення, а відповідно другий вузол кріплення відхиляє закріплену ОЕСС по крену, то така система називається система відхилення за послідовністю «тангаж — крен», якщо ж перший вузол відхиляє по крену, а другий по тангажу, то це послідовність відхилення «крен — тангаж», причому деформація для різних послідовностей відхилення буде різною, а просторове розділення в напрямку і поперек польоту також буде різним.

(***Примітка.*** Розрахунки залежності характеристик ОЕСС від кутів візування приводяться при умові, коли відхилення по тангажу і крену відбува-

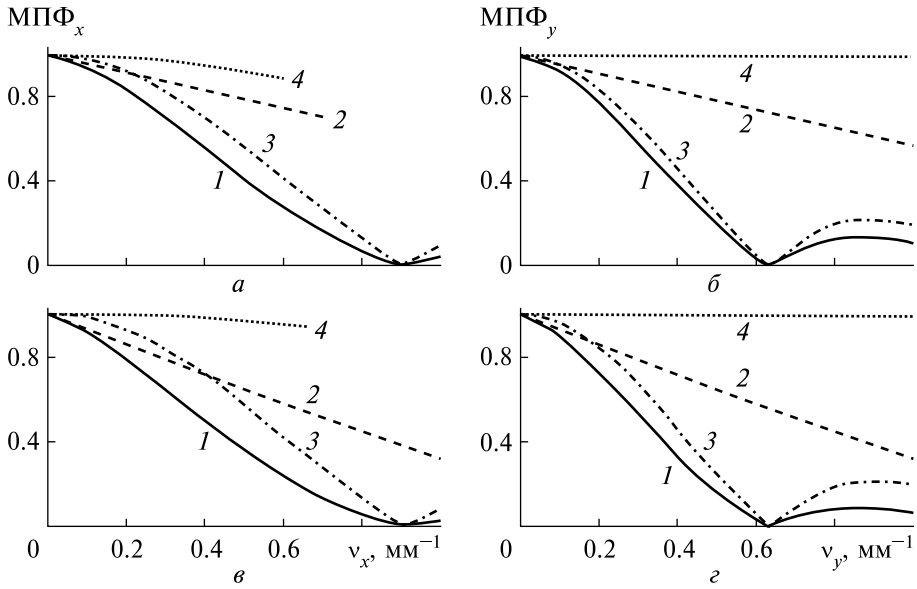

Рис. 5. Нормовані по частоті Найквіста МПФ компонентів ОЕСС на висоті H_1 при кутах візування $\theta = \phi = 45°$: *а* — для ОЕСС з матрицею GST417V (по осі *Ox*), *б* — для ОЕСС з матрицею GST417V (по осі *Oy*), *в* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR (по осі *Ox*), *г* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR (по осі *Oy*). Суцільні криві *1* — ОЕСС, штрихові криві *2* — об'єктив, штрих-пунктирні криві *3* — МПВ, пунктирні криві *4* — зміщення

ється одночасно на однакові кути, тобто «по діагоналі» $\theta = \phi$).

Враховуючи спотворення і збільшення проєкції пікселя МПВ при відхиленні від надиру та динаміку руху КА, яка виражається в швидкості переміщення зображення у фокальній площині, на рис. 5 представлено нормовані по частоті Найквіста МПФ компонентів і вислідної ОЕСС для аналізу впливу кожного фактору при зйомці на висоті H_1. У зв'язку із тим, що системи із фотонним і тепловим МПВ мають однакове миттєве поле зору, але об'єктиви формують різні масштаби зображення в лінійних величинах і однакові відносно періоду пікселів, то для коректного порівняння необхідно провести нормування за частотою Найквіста. Результати аналізу показують, що при таких умовах і за рахунок кращої швидкодії фотонного МПВ вплив за рахунок зміщення зображення менший у порівнянні з тепловим МПВ та зменшується при відхиленні від надиру, а за рахунок специфіки конструкції систем із фотонними МПВ, які мають практично удвічі менший відносний отвір від систем із тепловими МПВ, МПФ об'єктива в них гірша. Значний вплив зміщення проявляється лише вздовж напрямку польоту, бо в основному зображення рухається під кутом приблизно 2.4° до напрямку польоту, і тому важливо враховувати кути нахилу φ_r, φ_c та кут рискання ψ. З графіків помітно, що головним обмеженням контрасту є просторове розділення, яке призводить до погіршення контрасту при збільшенні кута відхилення від надиру.

Аналіз рис. 6 показав, що відмінності між МПФ теплового і фотонного МПВ при однакових умовах непомітні, а узгоджені системи з тепловим МПВ даватимуть практично таку ж якість зображення на різних висотах. Узгодженість компонентів ОЕСС на різних висотах помітна на кривих *1* і *3*, які є однаковими.

У зв'язку із тим, що компоненти ОЕСС можуть давати однакові результати контрасту на частотах Найквіста для різних МПВ (або частоті розділення об'єктива), аналіз на основі МПФ не дозволить повноцінно порівняти між собою різні ОЕСС. Оскільки для різних ОЕСС при однакових контрастах можуть бути різні значення просторових частот, які характеризують систему, запропоновано аналізувати ОЕСС, використовуючи ефективну просторову смугу пропускання (ЕПСП) [3]:

$$\Delta\nu_{\text{еф}} = \nu_N MTF_S(\nu_N),$$

де $\nu_{Nx} = 0.5/V_D$ — частота Найквіста по осі *Ox*.

На рис. 7 представлено криві, які характеризують ОЕСС з різними приймачами на різних висотах залежно від кутів візування. Видно значний вплив динаміки руху на кривих в напрямку і поперек польоту КА, але за рахунок кращого

об'єктива в системі з тепловим МПВ результати ЕПСП в напрямку польоту кращі лише у 1.2 і 1.6 раза поперек польоту при зйомці в надирі. Аналіз ОЕСС з тепловим і фотонним МПВ показує, що на максимальних кутах візування ЕПСП практично однакові, а також що відхилення візирної осі на кути візування понад 30° недоцільне при таких умовах у зв'язку із низькою ЕПСП, що свідчить про погану якість отримуваного зображення. Причиною того, що при кутах 35° і 42° відбувається падіння до нуля (в залежності від напрямку) є те, що значення МПФ системи на цій просторовій частоті Найквіста дорівнює нулю, тобто просторове розділення досягло такої величини, при якій МПФ детектора (7) дорівнюватиме нулеві. Аналізуючи рис. 6 і просторові частоти Найквіста, можна помітити, що при такому максимальному відхиленні від надиру відбуватиметься елайзінг — утворення низькочастотних артефактів зображення на виході системи під час дискретизації сигналу за рахунок накладання спектрів високих і низьких частот [9, 18, 16, 26].

На рис. 8 показано залежність коефіцієнта пропускання атмосфери залежно від кутів візування для різних спектральних діапазонів. Коефіцієнт пропускання в надирі для теплового МПВ становить $\tau_t = 57$ %, для фотонного МПВ — $\tau_p = 50$ %, і для спектрального діапазону $\Delta\lambda = 3...5$ мкм — $\tau = 41$ %. Можна побачити, що відхилення від надиру по-різному впливає на кожен із спектральних діапазонів, де для теплового МПВ із спектральним діапазоном $\Delta\lambda_t = 8...14$ мкм різниця між пропусканням в надирі і при максимальному відхиленні на висоті H_1 становить $\Delta\tau_{t1} = 36$ %, а на висоті H_2 — $\Delta\tau_{t2} = 38$ %, для фотонного приймача $\Delta\tau_{p1} = 42$ % і $\Delta\tau_{p2} = 45$ %, і для спектрального діапазону $\Delta\lambda = 3...5$ мкм — $\Delta\tau_1 = 26$ % і $\Delta\tau_2 = 27$ %. Різниця коефіцієнтів пропускання атмосфери на різних висотах практично непомітна і проявляється більшою мірою при скануванні ближче до максимальних кутів візування. Варто звернути увагу на значення коефіцієнтів при максимальних кутах відхилення. Розраховуючи пропускання траси в приземних умовах для невеликих відстаней ефективним по пропусканню буде спектральний діапазон $\Delta\lambda = 8...14$ мкм, а при значних відстанях — $\Delta\lambda = 3...5$ мкм. Важливу

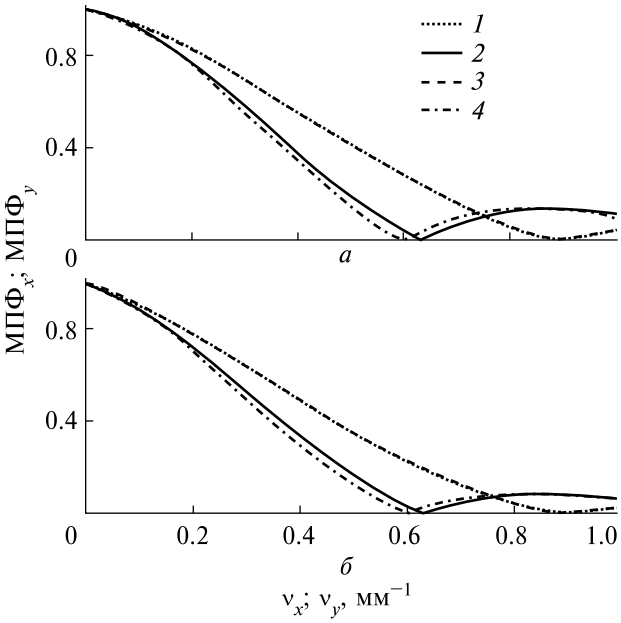

Рис. 6. Нормовані по частоті Найквіста МПФ ОЕСС на різних висотах при кутах візування $\theta = \phi = 45°$: *а* — для ОЕСС з матрицею GST417V, *б* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR. Криві *1* — по осі *Ox* на висоті H_1, *2* — по осі *Oy* на висоті H_1, *3* — по осі *Ox* на висоті H_2, *4* — по осі *Oy* на висоті H_2

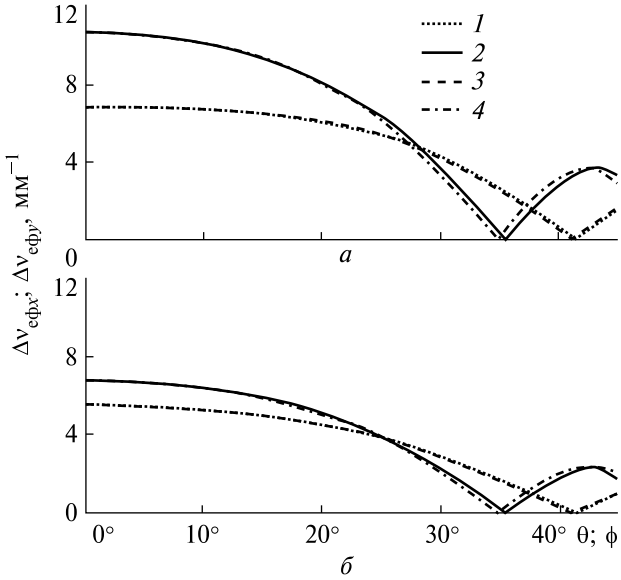

Рис. 7. Ефективна просторова смуга пропускання ОЕСС на різних висотах залежно від кутів візування: *а* — для ОЕСС з матрицею GST417V, *б* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR. Криві *1* — по осі *Ox* на висоті H_1, *2* — по осі *Oy* на висоті H_1, *3* — по осі *Ox* на висоті H_2, *4* — по осі *Oy* на висоті H_2

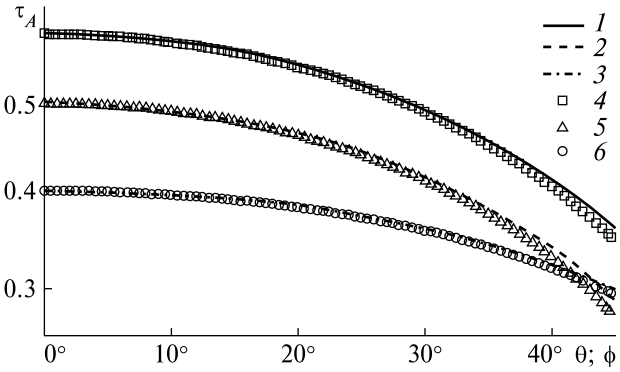

Рис. 8. Коефіцієнт пропускання атмосфери залежно від кутів візування для різних спектральних діапазонів: *1* — для матриці GST417V з висоти H_1, *2* — для матриці C615S LWIR з висоти H_1, *3* — для діапазону $\Delta\lambda$ = 3...5 мкм з висоти H_1, *4* — для матриці GST417V з висоти H_2, *5* — для матриці C615S LWIR з висоти H_2, *6* — для діапазону $\Delta\lambda$ = 3...5 мкм з висоти H_2

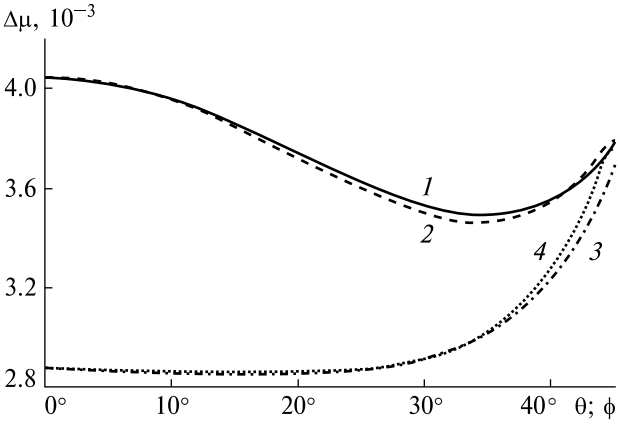

Рис. 9. Залежність радіометричного розділення від кутів візування: *1* — для ОЕСС з матрицею GST417V на висоті H_1, *2* — для ОЕСС з матрицею GST417V на висоті H_2, *3* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR на висоті H_1, *4* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR на висоті H_2

роль відіграє ширина спектрального діапазону, і як показано на рис. 8, що ширший спектральний діапазон, то більший середній коефіцієнт пропускання атмосфери у вікнах прозорості.

На рис. 9 показано залежність радіометричного розділення від кутів візування для різних висот і МПВ. Аналогічно попереднім результатам, суттєвої різниці в радіометричному розділенні для різних висот немає для порівняння ОЕСС з однаковими МПВ, а невелика різниця проявляється у використанні різних типів приймачів. Результати показують, що використання фотонного МПВ дає у 1.4 раза краще розділення в надирі, ніж використання теплового МПВ, за рахунок кращої швидкодії. При максимальних кутах відхилення результати практично однакові. Аналіз радіометричного розділення за кутами візування для кожного типу МПВ показує, що для фотонних МПВ радіометричне розділення зменшується у 1.3 раза відносно надиру, а для теплових МПВ залишається практично сталим, і навіть в діапазоні кутів 25°...45° покращується за рахунок зменшення швидкості переміщення зображення при відхиленні від надиру.

ВИСНОВКИ

На основі дослідження отриманої МПФ встановлено, що:

• при відхиленні від надиру погіршується МПФ системи, але зменшується швидкість переміщення зображення у фокальній площині, що зменшує розмиття зображення і покращує МПФ системи. Вплив зміщення зображення поперек польоту для теплових приймачів випромінювання є незначним, і його можна не враховувати. Використання фотонних приймачів випромінювання із малою постійною часу дозволяє зменшити вплив зміщення зображення на МПФ системи і розглядати її практично як статичну;

• аналіз систем за ефективною просторовою смугою пропускання показав, що при таких параметрах системи недоцільно проводити зйомку при кутах візування понад 30°, бо її МПФ зменшується до нуля.

Практичні рекомендації на основі отриманих результатів дослідження такі:

• необхідно використовувати ефективну просторову смугу пропускання для визначення допустимих відхилень по кутах візування, при яких можна отримати задовільну якість зображення;

• можна використовувати додатковий доворот по кутах візування, що дозволить зменшити вплив зміщення зображення і покращити мінімальне просторове розділення системи.

При подальших дослідженнях доцільно врахувати вплив аберацій об'єктива і розмірів пікселів МПВ на просторове розділення ОЕСС.

ЛІТЕРАТУРА

1. Колобродов В. Г., Лихоліт М. І. *Проектування тепловізійних і телевізійних систем спостереження*. Київ: НТУУ «КПІ», 2007.
2. Колобродов В. Г., Тягур В. М. Пінчук Б. Ю. Модуляційна передавальна функція системи дистанційного зондування при відхиленні осі візування від надиру. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2018. № 6. С. 66—80. doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.
3. Колобродов В. Г. Оптимізація параметрів об'єктива і мікроболометричної матриці тепловізора. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2015. № 1(99). С. 91—95.
4. Колобродов В. Г., Тягур В. М., Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування та кривизни поверхні Землі на просторове розділення космічної оптико-електронної системи спостереження. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2018. № 5. С. 63—75. doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.
5. Джемисон Дж. Э., Мак-Фи Р. Х., Пласс Дж. Н., Грубе Р. Г., Ричардс Р. Дж. *Физика и техника инфракрасного излучения*. Москва: Сов. радио, 1965.
6. Криксунов Л. З. *Справочник по основам инфракрасной техники*. Москва: Сов. радио, 1978.
7. Патрашин А. И. Метод расчета параметров ИК матричного фотоприемного устройства. *Научно-производственное объединение «ОРИОН»*. 2010. № 2. С. 103—108.
8. Хадсон Р. Д. *Инфракрасные системы*. Москва: Мир, 1972.
9. Boreman G. D. *Modulation transfer function in optical and electro-optical systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2001. doi: 10.1117/3.419857.
10. Campbell J. B., Wynne R. H. *Introduction to Remote Sensing*. New York, London: The Guilford Press, 2011. doi: 10.3390/rs5010282.
11. Capderou M. *Satellites. Orbits and Missions*. Paris: Springer-Verlag France, 2005. doi: 10.1007/b139118.
12. Capderou M. *Handbook of Satellite Orbits. From Kepler to GPS*. Paris: Springer Int. Publ. Switzerland, 2014. doi: 10.1007/978-3-319-03416-4.
13. Chen C. H. *Signal and Image Processing for Remote Sensing*. Boca Raton, New York, London: CRC Press, 2012. doi: 10.1201/b11656.
14. Deng Q., Feng H., Xu Z., Li Q., Chen Y., Dong W. Study on MTF of remote sensing imaging under arbitrary known vibration. *Proc. of SPIE*. 2012. № 8420. P. 84200W-1—84200W-6. doi: 10.1117/12.966412.
15. Dowman I., Jacobsen K., Konecny G., Sandau R. *High Resolution Optical Satellite Imagery*. Dunbeath, UK: Whittles Publ., 2012. doi: 10.1080/01431161.2012.748512.
16. Driggers R. G., Friedman M. H., Nichols J. M. *Introduction to Infrared and Electro-Optical Systems*. Boston, London: Artech House, 2012.
17. Driggers R. G., Young S. S., Jacobs E. L. *Signal Processing and Performance Analysis for Imaging Systems*. Boston, London: Artech House, 2008.
18. Fiete R. D. *Modeling the Imaging Chain of Digital Cameras*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2010. doi: 10.1117/3.868276.
19. Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Mykytenko V. I., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. Calculation Model for Optoelectronic Remote Sensing System's Radiometric Resolution at Arbitrary Viewing Angles. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika Radioaparatobuduvannia*. 2017. № 69. P. 30—34. doi: 10.20535/RADAP.2017.69.30-34.
20. Kolobrodov V. G., Mykytenko V. I., Tymchik G. S., Tiagur V. M., Dobrovolska C. V., Komada P., Mussabekova A., Targeusizova A., Iskakova A. Spaceborne linear array imager's spatial resolution for arbitrary viewing angles. *Proc. of SPIE*. 2017. № 10445. P. 104450J-1—104450J-9. doi: 10.1117/12.2280909.
21. Li J., Liu Z., Liu F. Using sub-resolution features for self-compensation of the modulation transfer function in remote sensing. *Opt. Soc. Amer.* 2017. P. 4018—4037. doi: 10.1364/OE.25.004018.
22. Rainer S. *Digital Airborne Camera. Introduction and Technology*. Dordrecht Netherlands: Springer, 2010. doi: 10.1007/978-1-4020-8878-0.
23. Reda I., Andreas A. *Solar Position Algorithm for Solar Radiation Applications*. Golden, Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2008. doi:10.2172/15003974.
24. Rogalski A. *Infrared and Terahertz Detectors*. Boca Raton, New York, London: CRC Press, 2019. doi: 10.1201/b21951.
25. Shen-En Q. *Optical Satellite Signal Processing and Enhancement*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2013. doi: 10.1117/3.1000981.
26. Vollmerhausen R. H., Reago D. A. Jr., Driggers R. G. A*nalysis and evaluation of sampled imaging systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2010. doi: 10.1117/3.853462.
27. Weng Q. *Advances in Environmental Remote Sensing: Sensors, Algorithms, and Applications*. Boca Raton, New York, London: CRC Press, 2011. doi: 10.1201/b10599.
28. Williams Dr. D. R. *Sun Fact Sheet*. NASA Goddard Space Flight Center. USA, 2004. URL: https://web.archive.org/web/20100715200549/http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html. (дата звернення: 24.02.2021).

29. Williams Dr. D. R. *Sun Fact Sheet.* NASA Goddard Space Flight Center. USA, 2018. URL: https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html (дата звернення: 24.02.2021).
30. Xin M., Shuyan X., Guangxin L., Jun H. Remote Sensing Image Restoration with Modulation Transfer Function Compensation Technology In-orbit. *Proc. of SPIE.* 2012. № 8768. P. 87681K-1—87681K-5. doi: 10.1117/12.2010775.

Стаття надійшла до редакції 10.03.2021

REFERENCES

1. Kolobrodov V. G., Liholit N. I. (2007). *Development of thermovision and television systems*. Kyiv: NTUU "KPI".
2. Kolobrodov V. G., Tiagur V. M., Pinchuk B. Yu. (2018). Modulation transfer function of the remote sensing system when the line of sight deviates from the nadir. *KPI Sci. News*, № 6, 66—80. doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.
3. Kolobrodov V. G. (2015). Parameters Optimization of the Imager's Lens and Microbolometer Matrix. *KPI Sci. News*, № 1(99), 91—95.
4. Kolobrodov V. G., Tiagur V. M., Pinchuk B. Yu. (2018). Influence of angles of sighting and the Earth's surface curvature on the spatial resolution of the space electro-optical viewing system. *KPI Sci. News*, № 5, 63—75. doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.
5. Jamieson J. A., McFee R. H., Plass G. N., Grube R. H., Richards R. G. (1963). *Infrared Physics and Engineering*. New York: McGraw-Hill.
6. Kriksunov L. Z. (1978). *Handbook on the basics of infrared technology*. Moscow: Sovetskoe radio.
7. Patrashin A. I. (2010). Calculation technique of IR array photoelectric parameters. *Orion Research-and-Production Association*, № 2, 103—108.
8. Hudson R. D. (1969). *Infrared System Engineering*. New York: John Wiley and Sons Ltd.
9. Boreman G. D. (2001). *Modulation transfer function in optical and electro-optical systems.* Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.419857.
10. Campbell J. B., Wynne R. H. (2011). *Introduction to Remote Sensing.* New York, London: The Guilford Press. doi: 10.3390/rs5010282.
11. Capderou M. (2005). *Satellites. Orbits and Missions*. Paris France: Springer-Verlag France. doi: 10.1007/b139118.
12. Capderou M. (2014). *Handbook of Satellite Orbits. From Kepler to GPS.* Paris France: Springer International Publishing Switzerland. doi: 10.1007/978-3-319-03416-4.
13. Chen C. H. (2012). *Signal and Image Processing for Remote Sensing*. Boca Raton, New York, London: CRC Press. doi: 10.1201/b11656.
14. Deng Q., Feng H., Xu Z., Li Q., Chen Y., Dong W. (2012) Study on MTF of remote sensing imaging under arbitrary known vibration. *Proc. of SPIE,* № 8420, 84200W-1—84200W-6. doi: 10.1117/12.966412.
15. Dowman I., Jacobsen K., Konecny G., Sandau R. (2012). *High Resolution Optical Satellite Imagery.* Dunbeath, UK: Whittles Publ. doi: 10.1080/01431161.2012.748512.
16. Driggers R. G., Friedman M. H., Nichols J. M. (2012). *Introduction to Infrared and Electro-Optical Systems*. Boston, London: Artech House.
17. Driggers R. G., Young S. S., Jacobs E. L. (2008). *Signal Processing and Performance Analysis for Imaging Systems*. Boston, London: Artech House.
18. Fiete R. D. (2010). *Modeling the Imaging Chain of Digital Cameras*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.868276.
19. Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Mykytenko V. I., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. (2017). Calculation Model for Optoelectronic Remote Sensing System's Radiometric Resolution at Arbitrary Viewing Angles. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika Radioaparatobuduvannia*, № 69, 30—34. doi: 10.20535/RADAP.2017.69.30-34.
20. Kolobrodov V. G., Mykytenko V. I., Tymchik G. S., Tiagur V. M., Dobrovolska C. V., Komada P., Mussabekova A., Targeusizova A., Iskakova A. (2017). Spaceborne linear array imager's spatial resolution for arbitrary viewing angles. *Proc. of SPIE*, № 10445, 104450J-1—104450J-9. doi: 10.1117/12.2280909.
21. Li J., Liu Z., Liu F. (2017). Using sub-resolution features for self-compensation of the modulation transfer function in remote sensing. *Opt. Soc. Amer.*, 4018—4037. doi: 10.1364/OE.25.004018.
22. Rainer S. (2010). *Digital Airborne Camera. Introduction and Technology.* Dordrecht Netherlands: Springer. doi: 10.1007/978-1-4020-8878-0.
23. Reda I., Andreas A. (2008). S*olar Position Algorithm for Solar Radiation Applications*. Golden, Colorado: National Renewable Energy Laboratory. doi:10.2172/15003974.
24. Rogalski A. (2019). *Infrared and Terahertz Detectors*. Boca Raton, New York, London: CRC Press doi: 10.1201/b21951.
25. Shen-En Q. (2013). *Optical Satellite Signal Processing and Enhancement*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.1000981.
26. Vollmerhausen R. H., Reago D. A. Jr., Driggers R. G. (2010). *Analysis and evaluation of sampled imaging systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.853462.

27. Weng Q. (2011). *Advances in Environmental Remote Sensing: Sensors, Algorithms, and Applications*. Boca Raton, New York, London: CRC Press. doi: 10.1201/b10599.
28. Williams Dr. D. R. (2004). *Sun Fact Sheet. NASA Goddard Space Flight Center*. USA. URL: https://web.archive.org/web/20100715200549/http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html. (Last accessed: 24.02.2021).
29. Williams Dr. D. R. (2018). Sun Fact Sheet. NASA Goddard Space Flight Center. USA. URL: https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html. (Last accessed: 24.02.2021).
30. Xin M., Shuyan X., Guangxin L., Jun H. (2012). Remote Sensing Image Restoration with Modulation Transfer Function Compensation Technology In-orbit. *Proc. of SPIE,* № 8768, 87681K-1—87681K-5. doi: 10.1117/12.2010775.

Received 10.03.2021

V. G. Kolobrodov[1], Head of Department, Professor, Dr. Sci. in Tech.
N. I. Lykholit[2], Director, Chief Designer, Corresponding Member of NAS of Ukraine, Professor, Dr. Sci. in Tech.
V. M. Tiagur[1,2], Deputy Chief of Scientific and Technical Complex — Chief Designer of Division, Docent, Dr. Sci. in Tech., Associate Professor
B. Yu. Pinchuk[1,2], Software Engineer
E-mail: pinchuk.brus@gmail.com
M. M. Lutsiuk[1], Postgradual Student

[1] National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute"
37, Peremohy Ave., Kyiv, 03056 Ukraine
[2] Special Device Production State Enterprise "Arsenal"
8, Moskovska Str., Kyiv, 01010 Ukraine

THE DISTORTION OF IMAGES IN REMOTE SENSING SYSTEMS AT ARBITRARY ANGLES OF SIGHT

Background. The main problem when launching space optical and electronic viewing systems (OEVS) for remote sensing of the Earth can be regarded as their high price, which even the leading countries of the world are not always ready to pay. Therefore, the most stringent requirements are imposed on the quality of spacecraft systems. One of the economically expedient options to increase the efficiency of space OEVS is scanning the Earth's surface at arbitrary angles of the sighting, which allows us to collect more information at the same time of service operation, but this, in turn, leads to image distortion. It follows that the analysis of the resulting image quality depending on the angles of sighting of the OEVS is an actual task that will assess the capabilities of the system and its conformance with the established requirements.

Objective. Improving the physical and mathematical model of the modulation transfer function of the system "lens — matrix detector" and the study of the dependence of spatial and radiometric resolution on the angles of sight for the space OEVS when the sighting axis deviates from the nadir.

Methods. Based on the analysis of signal generation models for television and thermal imaging space OEVS, it is proposed to use the concept – the contrast gray body. In the physical and mathematical model, it is proposed to normalize the spatial frequencies of objects at different angles of sight to the spatial frequencies in the nadir, and to calculate the radiometric resolution taking into account the transmission and rarefaction of the atmosphere, the image movement speed on the detector and its time of integration.

Results. Practical results of calculations of the offered physical and mathematical model for space OEVS showed that at a deviation from the nadir the effective spatial bandwidth worsens, and at the specified parameters of the system it is inexpedient to run the scanning at angles of sighting greater than 30°. Accordingly, a comparative analysis of radiometric resolution for different types of detectors showed that the use of a photonic detector gives ~1.4 times the better resolution in the nadir as opposed to the use of a thermal detector, and almost identical results are obtained at maximum angles of the sighting. Also, a significant impact is made by a decrease of the coefficient of atmospheric transmittance due to the rarefaction of the atmosphere, which reaches from 26 % to 45 % depending on the spectral range.

Conclusions. Analysis of the results of the study confirms the possibility of replacing the photonic detectors with modern thermal detectors without the significant loss in the quality of the resulting image, which can substantially increase the service life of space OEVS.

Keywords: optical and electronic viewing systems, remote sensing of the Earth, modulation transfer function, image distortion, deviations in the angles of sighting, radiometric resolution.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.066
УДК 520.272.2: 621.396.677.494

В. П. ВЛАСЕНКО[1], заст. нач. центру космічних досліджень і зв'язку
ORCID ID: 0000-0001-8639-4415
E-mail: vlasenko.vp@gmail.com
В. М. МАМАРЄВ[1], нач. відділу науково-дослідної та випробувальної роботи, канд. техн. наук
ORCID ID: 0000-0003-2233-7432
E-mail: mamarev@spacecenter.gov.ua
В. В. ОЖІНСЬКИЙ[1], нач. центру космічних досліджень і зв'язку, канд. техн. наук
ORCID ID: 0000-0003-0830-2428
E-mail: ozvic@ukr.net
О. М. УЛЬЯНОВ[2], зав. науково-дослідного відділу декаметрової радіоастрономії, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.
ORCID ID: 0000-0003-0934-0952
E-mail: oulyanov@rian.kharkov.ua
В. В. ЗАХАРЕНКО[2], директор, д-р фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.
ORCID ID: 0000-0001-9977-824X
E-mail: zakhar@rian.kharkov.ua
М. І. ПАЛАМАР[3], зав. кафедри приладів і контрольно-вимірювальних систем, д-р техн. наук, проф.
ORCID ID: 0000-0002-8255-8491
E-mail: palamar.m.i@gmail.com
А. В. ЧАЙКОВСЬКИЙ[3], доцент кафедри приладів і контрольно-вимірювальних систем, канд. техн. наук, доцент
ORCID ID: 0000-0002-0684-2052
E-mail: chaikovskyi@gmail.com

[1] Національний центр управління та випробувань космічних засобів
вул. Московська 8, Київ, Україна, 01010
[2] Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України
вул. Мистецтв 4, Харків, Україна, 61002
[3] Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя
вул. Руська 56, Тернопіль, Україна, 46001

МЕТОДИКА ПОБУДОВИ ПЕРВИННОЇ МАТРИЦІ ПОХИБОК РАДІОТЕЛЕСКОПА РТ-32 В АВТОМАТИЗОВАНОМУ РЕЖИМІ

2020 рік став роком введення в дослідну експлуатацію українського радіотелескопа нового покоління РТ-32. Отримані в ході дослідної експлуатації результати спостережень мазерних водневих та гідроксильних ліній підтвердили коректність розрахунків та правильність технологічних рішень консорціуму українських науковців та виробників. Одним з напрямків подальшого розвитку РТ-32 як інструмента радіоастрономічних досліджень є підвищення точності наведення радіотелескопа на радіоастрономічні джерела. Останнього передбачається досягти за рахунок автоматизації процесів формування матриць похибок наведення та їхньої інтеграції в ході виконання спостережень. Формування такої матриці перед-

Цитування: Власенко В. П., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Ульянов О. М., Захаренко В. В., Паламар М. І., Чайковський А. В. Методика побудови первинної матриці похибок радіотелескопа РТ-32 в автоматизованому режимі. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 66—75. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.066

бачає врахування конструктивних особливостей антенної системи та метеоумов. В роботі представлено результати геодезичних вимірювань поверхні антенної системи на різних кутах місця, побудови 3D-моделі рефлектора. Запропоновано методику побудови матриці похибок, яка на даному етапі досліджень забезпечує необхідну простоту сприйняття та інтерпретації людиною-оператором отриманих результатів. Наведено результати верифікації розробленої методики з використанням еталонних радіоджерел та отримані з її використанням матриці похибок наведення за кутом місця та азимутом розмірності 81 × 81 відлік. Впровадження в систему керування радіотелескопом представлених результатів дозволило підвищити точність наведення радіотелескопа РТ-32 в С- та К-діапазонах до значень порядку 36″.

Ключові слова: *радіотелескоп, матриця похибок наведення, антенна система, радіоджерела.*

Інтенсивний розвиток телекомунікаційних технологій, пристроїв та систем наприкінці XX століття призвів до кардинального перегляду підходів до організації міжнародного зв'язку. Як наслідок, через несумірність витрат та отриманих результатів використання антенних систем великого діаметра для забезпечення космічним зв'язком поступово втрачає актуальність. З метою ефективного використання наявної інфраструктури провідними країнами світу реалізуються проєкти зі створення радіотелескопів на базі таких антенних систем. Після цього новостворені інструменти залучаються до проведення радіоастрономічних досліджень.

Аналіз досвіду реалізації іноземних проєктів з модернізації антен типу BWG (Beam Wave-Guides), до яких належить і MARK-4B [3], доводить, що частота залучення до участі у наукових проєктах зумовлюється їхнього унікальністю. Остання може характеризуватися як місцем розташування, так і технічними характеристиками. Враховуючи зазначене та проведений у роботі [3] аналіз отриманих в результаті модернізації характеристик іноземних радіотелескопів, консорціум українських наукових та виробничих установ поставив амбітне завдання зі створення мультидіапазонного широкосмугового радіотелескопа РТ-32 на базі антенної системи MARK-4B.

Відповідно до вимог замовника проєкту одним з важливих параметрів новоствореного радіотелескопа має стати висока точність наведення. Досягнення максимально можливих її значень має бути забезпечене модернізацією системи управління антенною системою MARK-4B та розробкою методів автоматизованого формування матриці похибок наведення.

Метою статті є висвітлення результатів наукових досліджень з розробки методики побудови матриці похибок наведення радіотелескопа РТ-32 та підходів до її автоматизації.

ТЕОРЕТИЧНИЙ БАЗИС ДОСЛІДЖЕННЯ

Сумарна похибка наведення антенної системи Δ_{Σ} є функцією трьох похибок:

$$\Delta_{\Sigma} = f(\Delta_{ref}, \Delta_{emec}, \Delta_{mod}),$$

де Δ_{ref} — похибка відхилення рефлекторів антенної системи від ідеального (розрахункового тіла обертання) в нормальних умовах (оскільки відношення діаметра основного рефлектора до діаметра субрефлектора дорівнює 10, то в першому наближенні для оцінювання відповідної складової похибок в поточному дослідженні враховувались тільки відхилення форми від модельної поверхні для основного рефлектора); Δ_{emec} — похибка від електричної та механічної частин приводів антенної системи (складаються з похибок, які вносять елементи системи керування такі як електродвигуни, сервоперетворювачі, муфти, шестерні тощо); Δ_{mod} — похибки моделей наведення антенної системи.

Об'єктивно, що серед перелічених похибок найбільший внесок у сумарну похибку має величина Δ_{emec}. Зокрема, похибка, яку вносять електрична та механічна частини з урахуванням поточних умов застосування антенної системи, дорівнює

$$\Delta_{emec} = f(\Delta_{elec}, \Delta_{mec}, p_{atm}, T_{air}, h_{air},$$
$$I_S, \vec{V}_{wind}, w_{mm}(q,k), f(El, Az)),$$

де Δ_{elec} — похибки, які вносить електрична частина, Δ_{mec} — похибки, які вносить механічна частина, p_{atm} — атмосферний тиск, T_{air} — температура навколишнього середовища, h_{air} — відносна вологість повітря, I_S — сонячне опромінення, $\vec{V}_{wind}$ — вектор швидкості вітру, $w_{mm}(q,k)$ — кількість опадів на годину, q — мм води на годину, k — тип опадів, El — кут місця, Az — кут азимуту.

ДОСЛІДЖЕННЯ ПОВЕРХНІ ГОЛОВНОГО ДЗЕРКАЛА

На етапі проєктування антенної системи MARK-4B з метою підтвердження її характеристик лабораторія Массачусетського технологічного інституту [5] виконала математичне моделювання ідеалізованої конструкції з урахуванням деформування зовнішньої обшивки, підтримувальних балочних елементів та зміщення регулювальних болтів. Результати зазначеного конструктивного аналізу підтвердили високу точність виконання дзеркала антени та прийнятну деформацію для її різних положень.

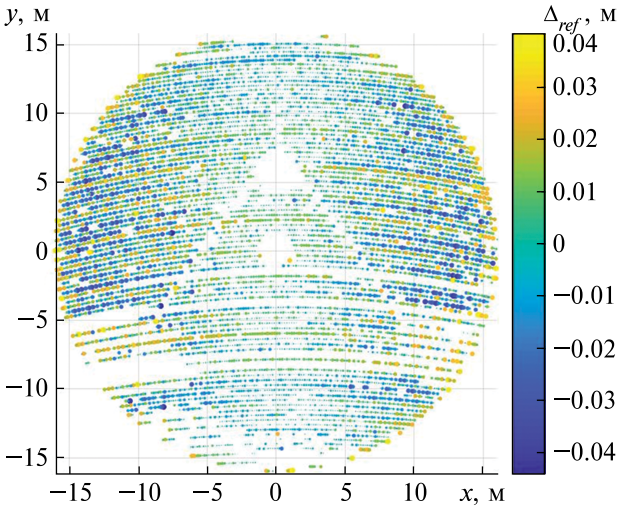

Рис. 1. Відхилення Δ_{ref} від ідеального гіперболоїда для $El = 5°$

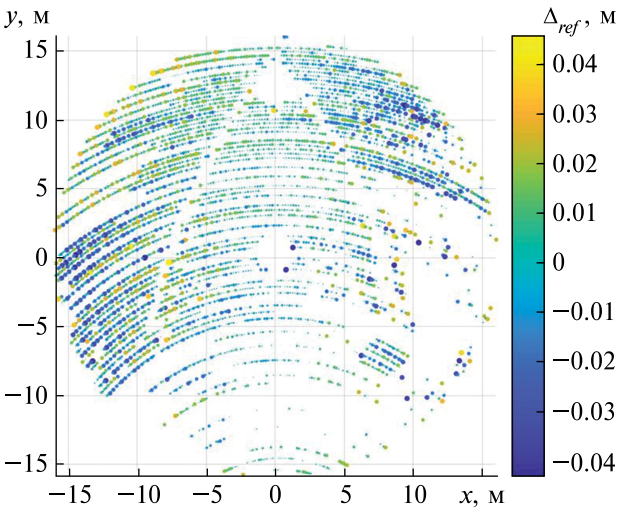

Рис. 2. Те ж для $El = 30°$

В результаті експлуатації антенної системи протягом 34 років втома матеріалів як самого дзеркала, так і блочних елементів могла призвести до появи інших деформацій. Тому з метою дослідження відхилень поверхні головного рефлектора антенної системи від проєктних значень на першому етапі розробки методики проведено сканування поверхні рефлектора при різних кутах нахилу з використанням тахеометра із функцією автоматичного сканування.

Сканування проводилось зліва направо та зверху вниз рівномірними галсами з різним кроком на кутах місця El = 5°, 30°, 45°, при постійних значеннях параметрів: $Az = -90°$, $T_{air} = 20$ °C, p_{atm} = 745 мм рт. ст., $r_{air} = 50\,\%$, I_S = 1080 Вт/м^2, $V_{wind} = 0$, $w_{mm} = 0$.

За результатами обробки у програмному середовищі Mathlab встановлено, що поверхня головного дзеркала, яка згідно із [5] має «спеціальну форму», є двопорожнинним гіперболоїдом з відповідною модельною точністю виконання дзеркала при нормальному вітровому навантаженні (рис. 1—3). Отримані результати повністю відповідають конструкторській документації [5] та попереднім результатам емпіричних досліджень [1—3, 6].

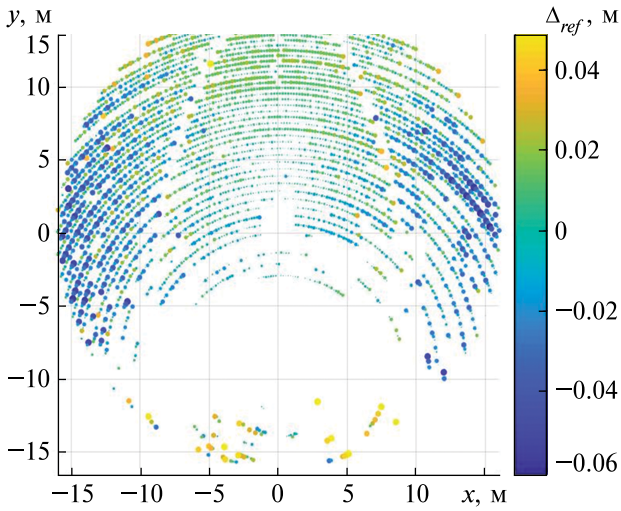

Рис. 3. Те ж для $El = 45°$

На рис. 1—5 нуль системи координат лежить у центрі двопелюсткового гіперболоїда, одиниця вимірів величин по осях та похибок, наведених різними кольорами в легенді, приведено в метрах.

Методика та моделі оцінювання якості конструкції головного рефлектора та його навантаження за умов апріорної невизначеності з урахуванням метеоумов будуть представлені в наступних наукових працях. Аналіз вказав на наявність нерівномірної деформації рефлектора під дією сили тяжіння Землі (рис. 4—6), для різних кутів місця, що також підтверджено емпіричними дослідженнями [1—3, 6].

Як відомо [5], канонічне рівняння двопорожнинного гіперболоїда має вигляд

$$\frac{x^2}{a^2}+\frac{y^2}{b^2}-\frac{z^2}{c^2}=-1\,.$$

В результаті опрацювання отриманих результатів, з врахуванням деформацій канонічне рівняння, яке описує поверхню головного рефлектора для різних кутів місця, при визначених в цій статті початкових умовах набуває таких виглядів:

при $El=5°$ —

$$\frac{x^2}{73.4366^2}+\frac{y^2}{73.4705^2}-\frac{z^2}{262.7038^2}=-1\,,$$

при $El=30°$ —

$$\frac{x^2}{62.8094^2}+\frac{y^2}{62.8736^2}-\frac{z^2}{192.8063^2}=-1\,,$$

при $El=45°$ —

$$\frac{x^2}{64.3684^2}+\frac{y^2}{64.4694^2}-\frac{z^2}{202.0497^2}=-1\,.$$

Аналіз канонічних рівнянь головного рефлектора показав, що вони є недостатньо точними через значний вплив Δ_{emec} на всіх кутах місця та Δ_{mod} при $El\in[45°...90°]$.

На рис. 7 показано 3D-модель рефлектора радіотелескопа РТ-32.

МЕТОДИКА ПОБУДОВИ МАТРИЦІ ПОХИБОК НАВЕДЕННЯ В АВТОМАТИЗОВАНОМУ РЕЖИМІ

Для методики побудови матриці похибок наведення в автоматизованому режимі для С-діапазону радіохвиль введено такі припущення та обмеження:

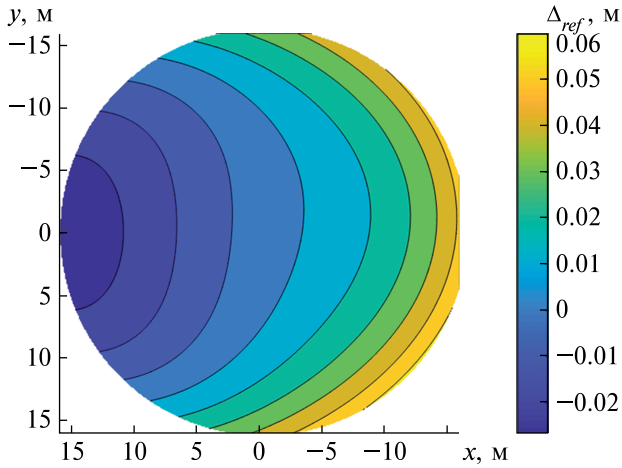

Рис. 4. Різниця деформацій рефлектора для двох його положень: $El=5°$ та $El=45°$

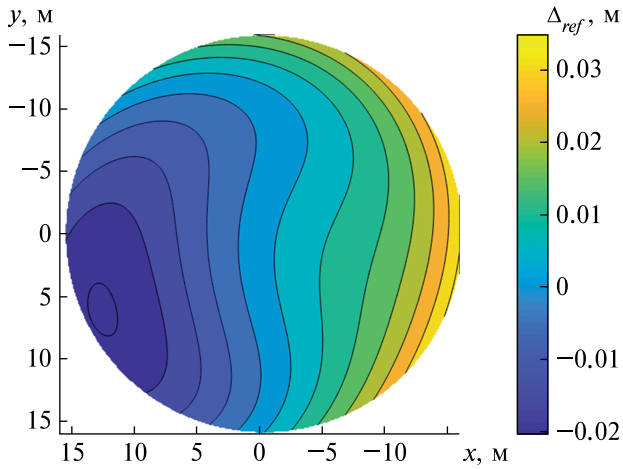

Рис. 5. Те ж для положень $El=5°$ та $El=30°$

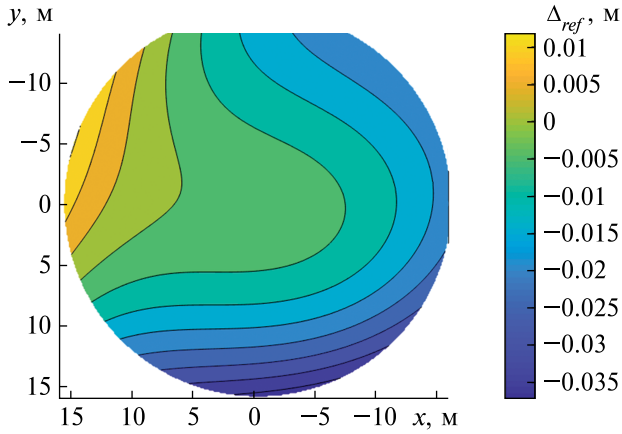

Рис. 6. Те ж для положень $El=45°$ та $El=30°$

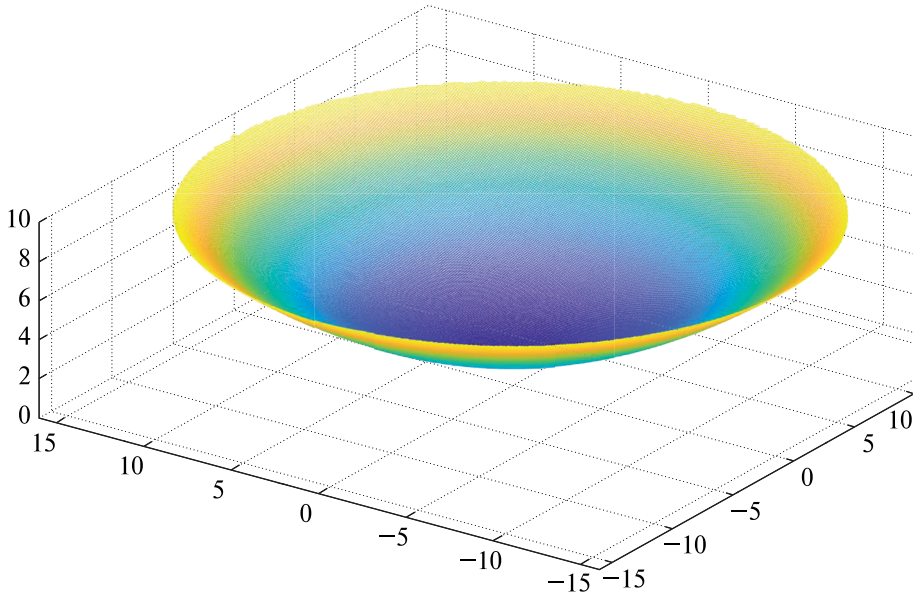

Рис. 7. 3D-модель рефлектора радіотелескопа РТ-32

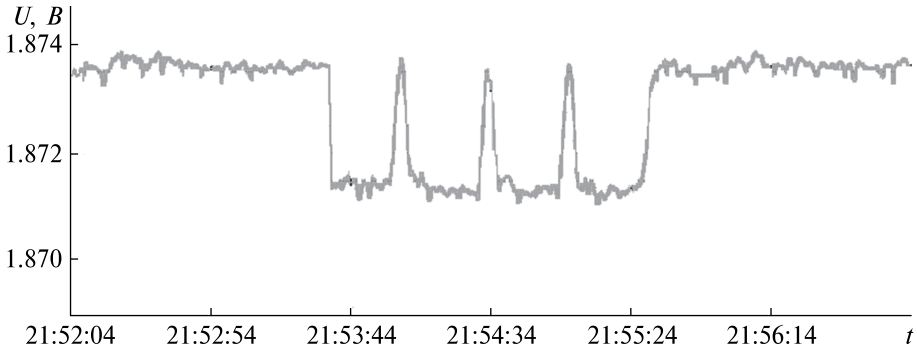

Рис. 8. Сканування радіоджерела 3C462 радіотелескопом РТ-32 за кутом місця

а) інструментальні вимірювання виконувались протягом шести місяців, в режимі 20 год на добу, під час виконання робіт відбувалися зміни метеоумов, які фіксувалися автоматичною метеостанцією для подальшого врахування в дослідженнях;

б) гістерезис антенних приводів не враховувався;

в) давач кута Kubler 8.F3663.4323.C722, з розрізнювальною здатністю 17 біт (≈9.89″) встановлено через мультиплікатор із передаточним відношенням 900/19, тому кінцеве розрізнення дорівнює 0.208740234375″ (що відповідає 22.6 біт на оберт), дані про положення осей передаються кожних 10 мс, давач обчислює положення з періодом 10 мкс, невизначеність часової прив'язки отриманих даних становить ±5 мкс.

Розроблена методика складається з чотирьох кроків.

На першому кроці задаються параметри сканування: лінійна розгортка почергово за кутом місця та за азимутом; час проходу $T_{пр} = T_{ск}/2$ (де $T_{ск}$ — час сканування); амплітуди сканування за кутом місця ΔEl та азимутом ΔAz узгоджені з часом сканування. Формується первинна матриця похибок з нульовими значеннями.

На другому кроці виконується почергове сканування кутом місця El та азимутом Az. Скану-

вання проводилося до отримання на радіометрі трьох перших контрастних максимумів сигналу від джерела (рис. 8) зі співвідношенням сигнал/шум >10. Особливість процесу полягає в тому, що сканування за кожною з координат починається в напрямку зменшення кута.

На третьому кроці за результатами фіксації часу максимумів сигналу джерела для кожного екстремуму (t_1, t_2 та t_3) розраховується різниця Δt_1 в секундах між першим та другим максимумами та різниця Δt_2 між другим та третім максимумами сигналів (рис. 9), їхнє середнє арифметичне Δt_Σ та відхилення в часі 2-го максимуму від середньої тривалості сканування:

$$\Delta t_1 = t_2 - t_1,$$

$$\Delta t_2 = t_3 - t_2,$$

$$\Delta t_\Sigma = \frac{\Delta t_1 - \Delta t_2}{2},$$

$$\Delta t_{err} = \Delta t_1 - \Delta t_\Sigma.$$

На четвертому, заключному, кроці виконується розрахунок абсолютного значення похибки наведення для обраної координати:

$$\Delta\theta_{Azerr} = \Delta t_{err} \frac{\Delta Az}{T_p}.$$

Визначена поправка $\Delta\theta$ для відповідної координати вводилася до матриці похибок, а кроки 2—4 повторюються для наступної координати.

Слід зазначити, що недоліком розробленої методики є нелінійність сканування при зміні напрямків руху, при цьому її перевагою є простота сприйняття та інтерпретації отриманих результатів людиною-оператором.

ВЕРИФІКАЦІЯ МЕТОДИКИ ПОБУДОВИ МАТРИЦІ ПОХИБОК НАВЕДЕННЯ В АВТОМАТИЗОВАНОМУ РЕЖИМІ

Для отримання первинних матриць похибок наведення в автоматизованому режимі протягом першого півріччя 2020 р. виконувались спостереження еталонних радіоджерел (таблиця) в режимі автосупроводу. При побудові матриць використано дані 1759 спостережень калібрувальних радіоджерел, які поводились в різних точках їхніх ефемерид.

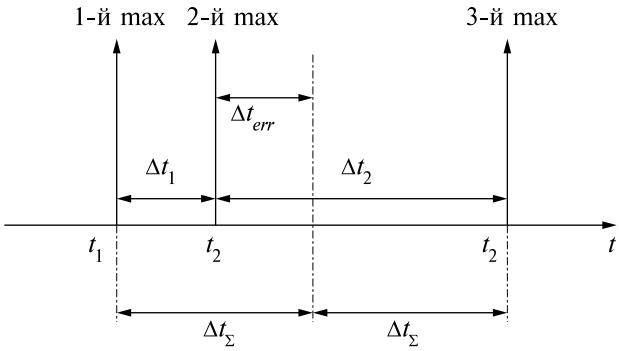

Рис. 9. Визначення похибки наведення $\forall \Delta t_2 > \Delta t_1$

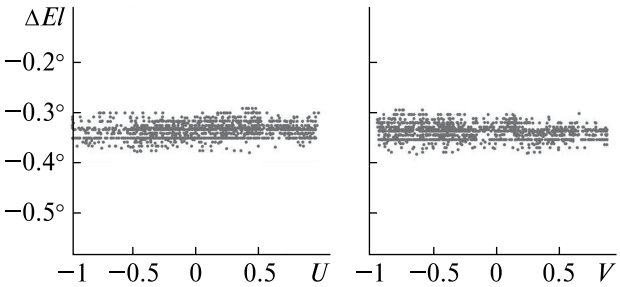

Рис. 10. Первинна матриця похибок наведення радіотелескопа РТ-32 за кутом місця в С-діапазоні радіохвиль

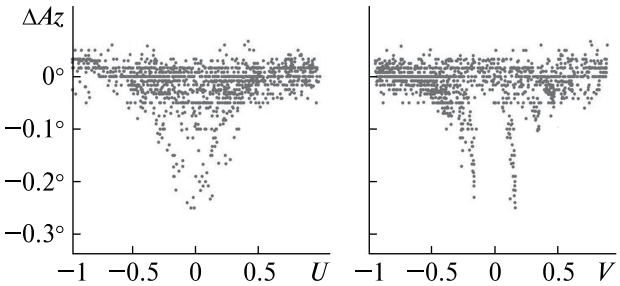

Рис. 11. Первинна матриця похибок наведення радіотелескопа РТ-32 за азимутом в С-діапазоні радіохвиль

Переважне використання активних ядер галактик як калібрувальні радіоджерела зумовлене тим, що саме ці об'єкти є точковими радіоджерелами, які доцільно використовувати, щоб уникнути ефекту сплутування при визначенні первинної матриці похибок та підвищити точність оцінок похибок.

За результатами зазначених спостережень побудовано першу матрицю похибок радіотелескопа РТ-32 за кутом місця та азимутом розмірності 81 × 81 відлік. На рис. 10 та 11 відображені візу-

Калібрувальні радіоджерела з 3С-каталогу

Об'єкт, його розміри	Координати об'єкта		Щільність потоку, Ян				Примітки
	α_{2000}	δ_{2000}	150 МГц	1.4 ГГц	5 ГГц	22 ГГц	
3C 273 0.020″×0.016″	$12^h29^m06.69^s$	+02°03′08.6″	97.9	46±2.3	26.5...44.5 ±2.3	20...30 ±4.86	Flat spectrum
3C 353[c] 30″×4″	17 20 28.15	–00 58 47.1	270±35	56.5±2.8	21.5±1.0	0.19±0.02	
3C 84 0.008″×0.015″	03 19 48.16	+41 30 42.1	57...74 ±1.5	13.1...22.8 ±0.5	16...23 ±1.25	3.9...6.0 ±1.0	Seyfert II Galaxy Perseus-A
3C 348* 20″×180″	16 51 11.1	+05 04 58	300.0	45.8±2.3	12.9 ±0.32	1.7±0.1	
3C 279 0.006″×0.007″	12 56 11.17	–05 47 21.5	22.1±3.1	7.6...11 ±0.5	11...13 ±0.4	14.3...20.6 ±2.0	Flat spectrum
3C 345 0.012″×0.007″	16 42 58.81	+39 48 37.0	13.2±0.1	8.0±0.4	5.5-8.5 ±0.3	6.9±0.4	
HB 89 0.005″×0.008″	21 48 05.46	+06 57 38.6	6.87	5.2...6.0 ±0.2	4.1...7.0	1.54	2145+067 (Cul 2145+067)
3C 66 0.5″×15″	02 23 11.41	+42 59 31.4	37.5±3.8	9.8±4.9	3.75±2.8		UGC 1841 — Seyfert 1 Galaxy
3C 98 4″×180″	03 58 54.44	+10 26 02.8	49.2±6.4	9.7...12.0 ±0.3	3.2...4.95 ±0.25	1.35±0.13	2C 349 — Seyfert 2 Galaxy
3C 430 8″×60″	21 18 13.3	+60 47 41	100.0	7.61±0.26	3.32±0.16	<1.7±0.9	
3C 327 7.5″×30″	16 02 27.4	+01 57 56	59±5.0	8.5...9.5 ±0.4	2.74...3.33 ±0.16		3C 327 — Seyfert 2 Galaxy
W3 10″×8″	02 27 04.10	+61 52 27.1		25.3±1.2			IC 1795
NGC 5128[c] 7.5″×20″	13 25 27.62	–43 01 08.8	1104	4.5...5.2	53.8...62.8 ±10.	6.63±0.63	Centaurus A — Seyfert 2 Galaxy

алізації первинних матриць похибок наведення в С-діапазоні за кутом місця та азимутом. На рисунках осі абсцис (рис. 10, 11) наведено в напрямних косинусах (*U*, *V*), а осі ординат, які характеризують значення похибки за кутом місця, наведено в градусах. Результати приведено без первинної обробки, фільтрації, згладжування та з помилками людини-оператора першого та другого роду.

Аналіз матриць похибок наведення РТ-32 в С- та К-діапазонах показав, що в деяких точках небосхилу (найгірших за просторовою розрізненістю) кутові розміри ділянок, які не можуть бути точно відкореговані з використанням матриці такої розмірності, є доволі великими: 2.2° × 2.2° (рис. 10, 11). Під час побудов первинних матриць похибок за кутом місця та за азимутом виходили з цілком ймовірного припущення, що їхня поверхня буде гладкою у масштабах таких ділянок. Але останні пів року дослідної експлуатації виявили, що на поверхні матриці похибок за кутом місця є локальні екстремуми (мінімуми та максимуми), які лежать у межах одного відліку за просторовим розрізненням побудованої матриці. Крім того, підтвердилась наявність певних гістерезисів у наведенні за кутом місця, яка пов'язана із тим, з якого напрямку (від горизонту чи від зеніту) рухається джерело і, відповідно, йде наведення на об'єкт дослідження. Гістерезис коливався у межах 26″...43″. Результати його досліджень будуть приведені в наступній статті.

Автоматична метеостанція та автоматичне врахування метеоумов програмою керування

дозволить впритул наблизитись до побудови та використання багатовимірних адаптивних матриць похибок в автоматичному режимі. Розробка методики побудови матриць похибок в автоматичному режимі є предметом подальшого дослідження.

Розробленою методикою вже більше року щодня користується чергова зміна Центру космічних досліджень та зв'язку в ході дослідної експлуатації радіотелескопа РТ-32, персонал Радіоастрономічного інституту НАН України та студенти й аспіранти Львівської політехніки під час навчання. Розроблено відповідні програмні модулі, які мають можливість простого інтегрування у будь-яке програмне забезпечення.

ВИСНОВКИ

Український радіотелескоп нового покоління РТ-32 є вагомим досягненням української науки та техніки.

В ході дослідної експлуатації були розроблені та втілені в програму керування РТ-32 методи та алгоритми підвищення точності його наведення в С-та К-діапазонах. Це дозволило досягти точності наведення порядку 36″ в обох діапазонах, а також зареєструвати метанольні та гідроксильні мазери в С-діапазоні та водяні мазери в К-діапазоні. У програму наведення РТ-32 було введено модифіковані первинні матриці похибок окремо в С-та К-діапазонах за кутом місця та додаткова опція спостереження швидких об'єктів типу комети. Тобто, радіотелескоп РТ-32 став більш гнучким та універсальним інструментом, який здатен вирішувати все складніші завдання.

Надалі планується розробити методики автоматичної побудови та алгоритми використання сімейства адаптивних матриць похибок наведення цього радіотелескопа, що має підвищити точність наведення РТ-32 до 10″.

Робота РТ-32 в С- та К-діапазонах, розширення смуги його робочих частот в Х-діапазон, можливість одночасного спостереження однієї точки небесної сфери в трьох діапазонах вимагає розробки нових методів, способів та методик підвищення точності наведення, їхнього адекватного математичного опису та значного обсягу емпіричних досліджень.

*О. М. Ульянов та В. В. Захаренко дякують Вентспілському університету прикладних наук (Латвія) за підтримку цієї роботи коштами проєкту «*lzp-2020/2-0121 Joint Latvian-Ukrainian study of peculiar radio galaxy "Perseus A*"».*

ЛІТЕРАТУРА

1. Антюфеев А. В., Королев А. М., Патока А. Н., Шульга В. М., Ульянов О. М., Резниченко А. М., Захаренко В. В., Присяжный В. И., Поихало А. В., Войтюк В. В., Мамарев В. Н., Ожинский В. В., Власенко В. П., Чмиль В. М., Лебедь В. И., Паламар М. И., Чайковский А. В., Пастернак Ю. В., Стрембицкий М. А., Натаров М. П., Стешенко С. А., Гламаздин В. В., Шубный А. И., Кириленко А. А., Кулик Д. Ю., Пилипенко А. М. Создание радиотелескопа РТ-32 на базе антенной системы MARK-4B. 2. Оценка возможности проведения наблюдений спектральных наблюдений радиоастрономических объектов. *Радіофізика і радіоастрономія*. 2019. **24**, № 3. С. 163—183. URL: http://rpra-journal.org.ua/index.php/ra/article/view/ (дата звернення: 19.03.2021). DOI: https://doi.org/10.15407/rpra24.03.163.
2. Ульянов О. М., Захаренко В. В., Алєксеєв Є. А., Резніченко О. М., Кулагін І. О., Будніков В. В., Присяжний В. І., Поїхало А. В., Войтюк В. В., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Власенко В. П., Чміль В. М., Сундучков І. К., Бердар М. М., Лебідь В. І., Паламар М. І., Чайковський А. В., Пастернак Ю. В., Стрембицький М. А., Натаров М. П., Стешенко С. О., Гламаздін В. В., Шубний О. І., Кириленко А. О., Кулик Д. Ю. Створення радіотелескопа РТ-32 на базі антенної системи MARK-4B. 3. Гетеродини та власні шуми приймальної системи. *Радіофізика і радіоастрономія*. 2020. **25**, № 3. С. 175—192. URL: http://rpra-journal.org.ua/index.php/ra/article/view/1335 (дата звернення: 19.03.2021). DOI: https://doi.org/10.15407/rpra25.03.175.
3. Ульянов О. М., Резніченко О. М., Захаренко В. В., Антюфеєв О. В., Корольов О. М., Патока А. Н., Присяжний В. І., Поїхало А. В., Войтюк В. В., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Власенко В. П., Чміль В. М., Лебідь В. І., Паламар М. І., Чайковський А. В., Пастернак Ю. В., Стрембицький М. А., Натаров М. П., Стешенко С. А., Гламаздин В. В., Шубний О. І., Кириленко А. А., Кулик Д. Ю., Коноваленко О. О., Литвиненко Л. М., Яцків Я. С.

Створення радіотелескопу РТ-32 на основі антенної системи MARK-4B. 1. Проект модернізації та перші результати. *Радіофізика і радіоастрономія*. 2019. **24**, № 2. С. 87—116. URL: http://rpra-journal.org.ua/index.php/ra/article/view/1309/973 (дата звернення: 19.03.2021). DOI: https://doi.org/10.15407/rpra24.02.087.

4. Клепко В. Ю., Голець В. Л. Гіперболоїди. Вища математика в прикладах і задачах: 2-ге вид. К.: Центр учбової літри, 2009. 594 с.
5. MARK-4B. Operation and maintenance handbook for antenna subsystem. Book 1. Part 1. Antenna structure. Tokyo. Japan, NEC Corporation, 1986.
6. Ozhinskyi V. V., Vlasenko V. P., Poikhalo A. V. *Radio telescope RT-32 in space recearches*. 20-th Gamow International Astronomical Conference-School "Astronomy and beyond: Astrophysics, cosmology and gravitation, high energy physics, astroparticle physics, radioastronomy and astrobiology" (9–16 August, 2020, Odessa, Ukraine).
7. Ulyanov O. *The New Ukrainian radiotelescope RT-32. First Result*s. International Workshop "RT-32 Zolochiv: First results, EU collaboration, radio astronomy frontiers" (October 3—5, 2019, Zolochiv, Ukraine).

Стаття надійшла до редакції 19.03.2021

REFERENCES

1. Antyufeyev A. V., Korolev A. M., Patoka O. M., Shulga V. M., Ulyanov O. M., Reznichenko O. M., Zakharenko V. V., Prisiazhnii V. I., Poikhalo A. V., Voityuk V. V., Mamarev V. N., Ozhinskyi V. V., Vlasenko V. P., Chmil V. M., Lebed V. I., Palamar M. I., Chaikovskii A. V., Pasternak Yu. V., Strembitskii M. A., Natarov M. P., Steshenko S. O., Glamazdyn V. V., Shubny A. S., Kirilenko A. A., Kulik D. Y., Pylypenko A. M. (2019). Creating the RT-32 Radio Telescope on the Basic of MARK-4B Antenna System. 2. Estimation of the Possibility for Making Spectral Observations of Radio Astronomical Objects. *Radiofizyka i radioastronomiia*, **24**, № 3, 163—183. URL: http://rpra-journal.org.ua/index.php/ra/article/view/ (Last accessed 19.03.2021). DOI: https://doi.org/10.15407/rpra24.03.163.
2. Ulyanov O. M., Zakharenko V. V., Alekseev E. A., Reznichenko O. M., Kulahin I. O., Budnikov V. V., Prysiazhnii V. I., Poikhalo A. V.,Voitiuk V. V., Mamariev V. M., Ozhinskyi V. V., Vlasenko, V. P., Chmil V. M., Sunduchkov I. K., Berdar M. M., Lebid V. I., Palamar M. I., Chaikovskii A. V., Pasternak Yu. V., Strembytskii, M. P. Natarov, S. O. Steshenko, V. V. Glamazdin, O. I. Shubnyi, A. O. Kyrylenko M. A., Kulyk D. Yu. (2020). The RT-32 Radio Telescope Construction Based on the MARK-4B Antenna System. 3. Local Oscillators and Self-Noise of the Receiving System. *Radiofizyka i radioastronomiia*, **25**, № 3, 175—192. URL: http://rpra-journal.org.ua/index.php/ra/article/view/1335 (Last accessed 19.03.2021). DOI: https://doi.org/10.15407/rpra25.03.175 .
3. Ulyanov O. M., Reznichenko O. M., Zakharenko V. V., Antyufeyev A. V., Korolev A. M., Patoka O. M., Prisiazhnii V. I., Poikhalo A. V., Voityuk V. V., Mamarev V. N.,Ozhinskyi V .V., Vlasenko V. P., Cmil V. M., Lebed V. I., Palamar M. I., Chaikovskii A. V., Pasternak Yu. V., Strembitskii M. A., Natarov M. P., Steshenko S. O., Glamazdyn V. V., Shubny A. S.,. Kirilenko A. A, Kulik D. Y., Konovalenko A. A., Lytvynenko L. M., Yatskiv Ya. S. (2019). Creating the RT-32 Radio Telescope on the Basic of MARK-4B Antenna System. 1. Modernization Project and First Results. *Radiofizyka i radioastronomiia,* **24**, № 2, 87—116. URL: http://rpra-journal.org.ua/index.php/ra/article/view/1309/973 (Last accessed 19.03.2021). DOI: https://doi.org/10.15407/rpra 24.02.087.
4. Klepko V. Yu., Golets V. L. (2009). Hyperboloids. Higher Mathematics in Examples and Problems: 2nd edition. K.: The study literature center, 157.
5. MARK-4B. Operation and maintenance handbook for antenna subsystem. Book 1. Part 1. Antenna structure. Tokyo. Japan, NEC Corporation, 1986.
6. Ozhinskyi V. V., Vlasenko V. P., Poikhalo A. V. (2020). *Radio telescope RT-32 in space researches*. 20-th Gamow International Astronomical Conference-School "Astronomy and beyond: Astrophysics, cosmology and gravitation, high energy physics, astroparticle physics, radioastronomy and astrobiology" (9–16 August, 2020, Odessa, Ukraine).
7. Ulyanov O. (2019). *The New Ukrainian Radiotelescope RT-32. First Results*. International Workshop "RT-32 Zolochiv: First results, eu collaboration, radio astronomy frontiers" (October 3—5, 2019, Zolochiv, Ukraine).

Received 19.03.2021

V. P. Vlasenko[1], Deputy Chief of the Center
Space Research and Communication Center of the National Space Facilities Control and Test Center, Zolochiv
ORCID ID: 0000-0001-8639-4415
E-mail: vlasenko.vp@gmail.com
V. M. Mamarev[1], Ph. D. in Engineering Sci.
Head of Research and Development Division
ORCID ID: 0000-0003-2233-7432
E-mail: mamarev@spacecenter.gov.ua
V. V. Ozhinskyi[1], Ph. D. in Engineering Sci.
Chief of the Center
Space Research and Communication Center of the National Space Facilities Control and Test Center, Zolochiv
ORCID ID: 0000-0003-0830-2428
E-mail: ozvic@ukr.net
O. M. Ulyanov[2], Ph. D. in Phys.&Math., Senior Scientist Researcher
Head of Decameter Radio Astronomy Department
ORCID ID: 0000-0003-0934-0952
E-mail: oulyanov@rian.kharkov.ua
V. V. Zakharenko[2], Dr. Sci. in Phys.&Math., Senior Scientist Researcher
Director of the Institute of Radio Astronomy of NAS of Ukraine
ORCID ID: 0000-0001-9977-824X
E-mail: zakhar@rian.kharkov.ua
M. I. Palamar[3], Dr. Sci. in Engineering, Professor
Head of the Instruments and Control-measurement Systems Department
ORCID ID: 0000-0002-8255-8491
E-mail: palamar.m.i@gmail.com
A. V. Chaikovskyi[3], Ph. D. in Engineering Sci., Associate Professor
Associate Professor at the Instruments and Control-measurement Systems Department
ORCID ID: 0000-0002-0684-2052
E-mail: chaikovskyi@gmail.com

[1] National Space Facilities Control and Test Center
8, Moscow Str., Kyiv, 01010, Ukraine
[2] The Institute of Radio Astronomy of the National Academy of Sciences of Ukraine
4, Mystetstv Str., Kharkiv, 61002, Ukraine
[3] Ternopil Ivan Pului National Technical University
56, Ruska Str., Ternopil, 46001, Ukraine

METHOD OF CONSTRUCTING THE PRIMARY ERROR MATRIX OF THE RT-32 RADIO TELESCOPE IN AN AUTOMATED MODE

2020 was the year of the introduction of the Ukrainian new generation radio telescope RT-32 into the experimental operation. The test results of maser hydrogen and hydroxyl lines obtained during the experimental operation confirmed the correctness of the calculations and technological solutions of Ukrainian scientists and manufacturers Consortium. One of the further development directions of RT-32 as a radio astronomical research tool is to increase the accuracy of pointing the radio telescope to radio astronomical sources. The latter is to be achieved by automating the processes of guidance error matrices formation and their integration during the observations. The formation of such a matrix presupposes taking into account the structural features of the antenna system and weather conditions. The paper presents the results of geodetic measurements of the antenna system surface on different elevation angles, construction of the 3D model of the reflector. The method of constructing the error matrix, which at this stage of research provides the necessary simplicity of perception and interpretation of the obtained results by the human operator, is proposed. The results of the developed method verification using reference radio sources are given and the error matrices of elevation and azimuth pointing (dimension 81×81 elements) obtained with the use of the said method are presented. The introduction of the results presented in the article into the radio telescope control system allowed increasing the accuracy of RT-32 radio telescope pointing in the C- and K- bands to the value of ~36″. This work partially was supported by the Latvian Council of Science project “Joint Latvian-Ukrainian study of peculiar radio galaxy “Perseus A” in radio and optical bands. Nr: lzp-2020/2-0121”.

Keywords: radio telescope, error matrix, antenna system, radio sources.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.076
УДК 620.179.16:621.454.3

О. В. КУЛИК[1, 2], Ген. директор, канд. техн. наук, доцент
E-mail: Aleks.kulyk@gmail.com
П. Н. ЖЕЛТОВ[1], нач. відділу науч. досліджень
E-mail: Zheltov.pn@gmail.com
С. В. КЛИМЕНКО[2], доцент кафедри, канд. техн. наук, доцент
E-mail: Klymenko.svetlana@gmail.com, klymenko@ftf.dnu.edu.ua
В. В. ЧАБАНОВ[3], директор
E-mail: chabanov@ukr.net

[1] Національний центр аерокосмічної освіти молоді імені О. М. Макарова
Проспект Гагаріна 26, Дніпро, Україна, 49005
[2] Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010
[3] Товариство з обмеженою відповідальністю «Новітні машини»
вул. Луговська 152, Дніпро, Україна, 49081

АВТОМАТИЗОВАНА СИСТЕМА БЕЗКОНТАКТНОГО УЛЬТРАЗВУКОВОГО НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ КОРПУСІВ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ ТВЕРДОГО ПАЛИВА З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

В даний час у різних галузях промисловості — машинобудуванні, авіабудуванні, енергетиці тощо — питання забезпечення якості продукції, що випускається, і її контролю стоїть особливо гостро. Це пов'язано, у першу чергу, з постійно зростаючими вимогами до підвищення надійності при все більших навантаженнях на вироби, що тягне за собою посилення технічних норм. Особливо актуальним є питання контролю якості для виробів ракетно-космічної техніки. Сучасні силові конструкції ракетно-космічних літальних апаратів з полімерних композиційних матеріалів, і особливо корпуса ракетних двигунів на твердому паливі (РДТТ), є багатошаровими пакетами з різних полімерно-композитних матеріалів (ПКМ), що отримуються і з'єднуються між собою у процесі виготовлення корпуса. Працездатність РДТТ залежить від якості формування ПКМ в умовах виробництва. Найбільш важливими питаннями стають реалізація виробничого контролю якості композитних конструкцій, достовірність результатів контролю і можливість автоматизації процесу контролю.

У статті представлено автоматизовану систему безконтактного ультразвукового неруйнівного контролю, яка дозволяє контролювати стабільність технологічного процесу формування композиційного матеріалу стінки корпуса РДТТ і при необхідності здійснювати його коригування. Виявлення зон аномального порушення цілісності матеріалу стінки корпуса РДТТ здійснюється за рахунок адаптивних алгоритмів, цифрових систем багаторівневої матричної обробки і оптимальної фільтрації одержуваних сигналів. Автоматизована система безконтактного ультразвукового неруйнівного контролю якості корпусів РДТТ дозволяє здійснювати реєстрацію умов сканування і контролю для більш наочного представлення дефектограми в розгорнутому вигляді корпуса виробу у процесі контролю і при документуванні його результатів. Представлені результати роботи щодо розробки автоматизованої системи неруйнівного контролю суцільності корпусів РДТП типу «кокон» підтверджують можливості практичної реалізації в умовах виробництва.

Ключові слова: *корпус ракетного двигуна твердого палива, композиційний матеріал, автоматизована система неруйнівного контролю, безконтактний метод ультразвукового контролю, дефектоскоп, система обробки інформації.*

Цитування: Кулик О. В., Желтов П. Н., Клименко С. В., Чабанов В. В. Автоматизована система безконтактного ультразвукового неруйнівного контролю якості корпусів ракетних двигунів твердого палива з композиційних матеріалів. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 76—84. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.076

ВСТУП

У вітчизняній та зарубіжній практиці неруйнівного контролю (НК) є тенденція підвищення інформативності методів дефектоскопії і точності результатів контролю як за рахунок використання більш складних методів та алгоритмів обробки інформації, так і застосування нових методичних прийомів, які базуються на традиційно використовуваних у практиці неруйнівного контролю [1—9].

Сучасні матеріали на основі полімерів стали популярними для застосування їх в різних галузях промисловості [10]. Полімерні композиційні матеріали, маючи широкі перспективи використання в різних галузях техніки, вимагають особливого підходу, нових рішень при розробці і створенні методів та засобів їхньої дефектоскопії. Вони дозволяють виключити відбраковані вироби на ранніх стадіях виготовлення та контролювати правильність параметрів технології, оцінювати їхню надійність, технологічність, конструктивність відпрацювання та ін. Це викликано великою різноманітністю видів таких матеріалів, специфічними особливостями конструкцій з них і технологією виготовлення, розкидом фізико-механічних і міцнісних характеристик, великою різноманітністю типів дефектів, що виникають в процесі виготовлення та експлуатації виробів з полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) [4—6, 8, 11].

Традиційними методами дефектоскопії виробів з ПКМ є акустичний, радіаційний, радіохвильовий та тепловий. Одним з найбільш поширених методів неруйнівного контролю є акустичний метод, який має ряд переваг перед іншими методами неруйнівного контролю виробів з ПКМ:

а) інформативними ознаками дефекту є зміна параметрів пружного імпульсу, що поширюється в контрольованому матеріалі та розширює сферу застосування цього методу в частині можливості визначення фізико-механічних характеристик матеріалів;

б) велика можливість механізації і автоматизації, яка забезпечується високою технологічністю процесу контролю, а також підвищення продуктивності контролю;

в) нескладна та безпечна порівняно з іншими методами апаратурна реалізація;

г) невисока вартість та використання серійної апаратури [6, 8].

Проте, не дивлячись на зростання обсягу використання акустичних методів дефектоскопії для контролю виробів з ПКМ, проблемам автоматизації цих методів, зокрема комплексного контролю в умовах виробництва, підвищенню їхньої достовірності та інформативності присвячено відносно невелика кількість робіт.

Слід зазначити, що ряд проблем при проєктуванні систем автоматизованого НК виникає через специфічні властивості ПКМ. Відсутність опрацьованих теоретичних моделей, які б повно і адекватно описували процес дефектоскопії виробів з ПКМ, породжує спектр проблем, пов'язаних з вибором параметрів сигналів збудження, параметрів сигналів, що підлягають вимірюванню та вибору інформативних ознак поділу якісних та дефектних областей контрольованих виробів [5].

Тому, з огляду на перелічені переваги, загальну тенденцію розвитку методів та засобів неруйнівного контролю, а також недостатній ступінь автоматизації, що не дозволяє реалізувати всі ці переваги, є досить актуальним розробка нових методів та програмно-апаратних засобів автоматизованого акустичного неруйнівного контролю, зокрема безконтактних методів (повітряно-акустичний зв'язок), що забезпечує високу якість контролю, інформативність і достовірність результатів.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

За останні роки значно підвищилися вимоги до якості і надійності продукції, що виробляється, особливо виробів ракетно-космічної техніки [12]. Сучасні силові конструкції ракетно-космічних літальних апаратів з полімерних композиційних матеріалів, і особливо корпуса ракетних двигунів на твердому паливі (РДТТ), є багатошаровими пакетами з різних композитів, які отримуються та поєднуються між собою у процесі виготовлення корпуса [13, 14]. Від якості формування композитів в умовах виробництва залежить працездатність ракетного двигуна [12, 13].

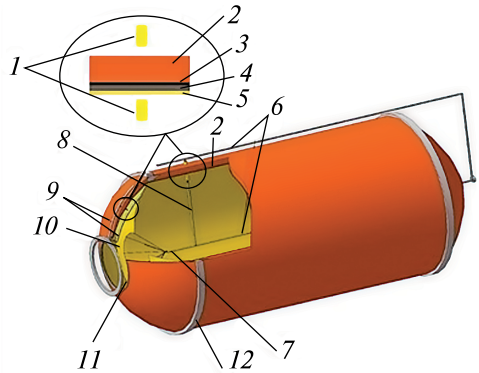

Рис. 1. Схема безконтактного автоматизованого контролю корпусів РДТТ: *1* — безконтактні ПЕП, *2* — силова оболонка, *3* — гермошар, *4* — внутрішнє теплозахисне покриття, *5* — захисний шар, що закріплюється, *6* — пристрій сканування корпуса, *7* — пристрій звільнення, що розкріплює манжети, *8* — телескопічна штанга, *9* — пристрій сканування днища, *10* — манжета, що розкріплює, *11* — фланець, *12* — шпангоут

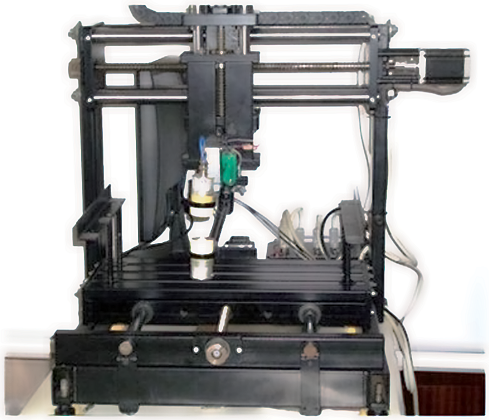

Рис. 2. Лабораторна установка для дослідження безконтактного методу неруйнівного контролю якості

Таблиця 1. **Основні технічні характеристики лабораторної установки**

Характеристика	Значення
Мінімальний крок сітки сканування по двох координатах, мм	1
Точність позиціонування сканера	± 0.01
Максимальний розмір сканування зразка, мм	200 × 400
Максимальна товщина зразка, мм	40

Найбільш важливими питаннями є:

• реалізація виробничого контролю якості композитних конструкцій,

• достовірність результатів контролю,

• можливість автоматизації процесу контролю.

До теперішнього часу в автоматизованих системах неруйнівного контролю якості композитних корпусів РДТТ застосовувався ультразвуковий контактний метод контролю з використанням перетворювачів, які котяться. Цей метод має ряд істотних недоліків:

• нестабільний акустичний контакт перетворювача, що котиться поверхнею контрольованого виробу, який залежить від шорсткості поверхні корпуса з композиційних матеріалів, швидкості пересування перетворювача, зусилля натиску, орієнтації датчика, його геометрії тощо;

• складність алгоритму обробки сигналу;

• зниження імовірності контролю;

• знос протектора перетворювача.

З метою виключення зазначених недоліків були проведені комплексні дослідження, що включають лабораторну та виробничу складові. Шляхом застосування удосконаленої акустико-електронної системи на базі тіньового безконтактного методу контролю вирішено проблему отримання стабільного, надійного і продуктивного ультразвукового наскрізного контролю багатошарового полімерно-композиційного матеріалу корпуса РДТТ, що контролюється (рис. 1).

ЛАБОРАТОРНА УСТАНОВКА ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ БЕЗКОНТАКТНОГО МЕТОДУ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ ВИРОБІВ З ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

На рис. 2 представлено лабораторну установку для дослідження безконтактного методу неруйнівного контролю якості. Установка дозволяє контролювати плоскі або обмежені на кривизну зразки з вуглепластику, органопластику, склопластику, а також інших ПКМ. У табл. 1 наведено основні технічні характеристики лабораторної установки.

Проведені дослідження застосування безконтактного методу неруйнівного контролю на представленій лабораторній установці дозволили:

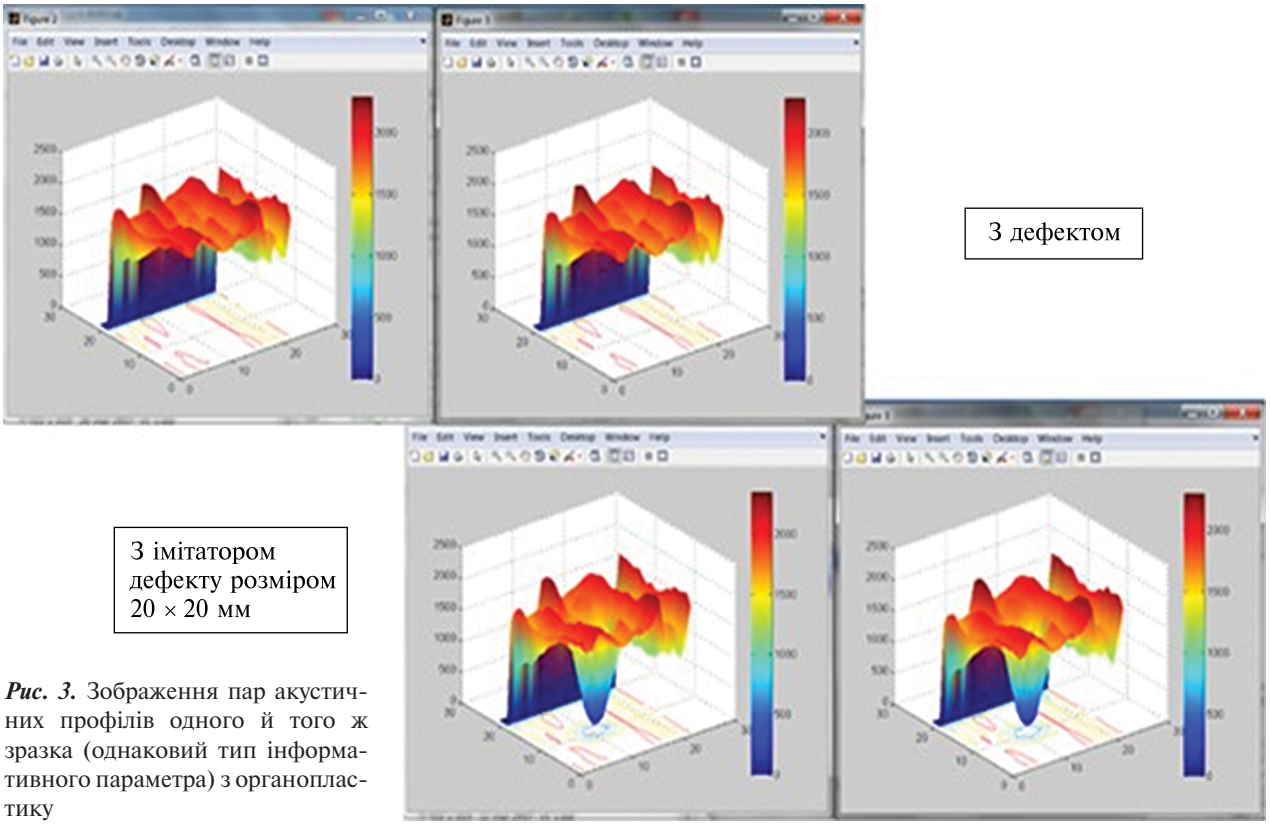

Рис. 3. Зображення пар акустичних профілів одного й того ж зразка (однаковий тип інформативного параметра) з органопластику

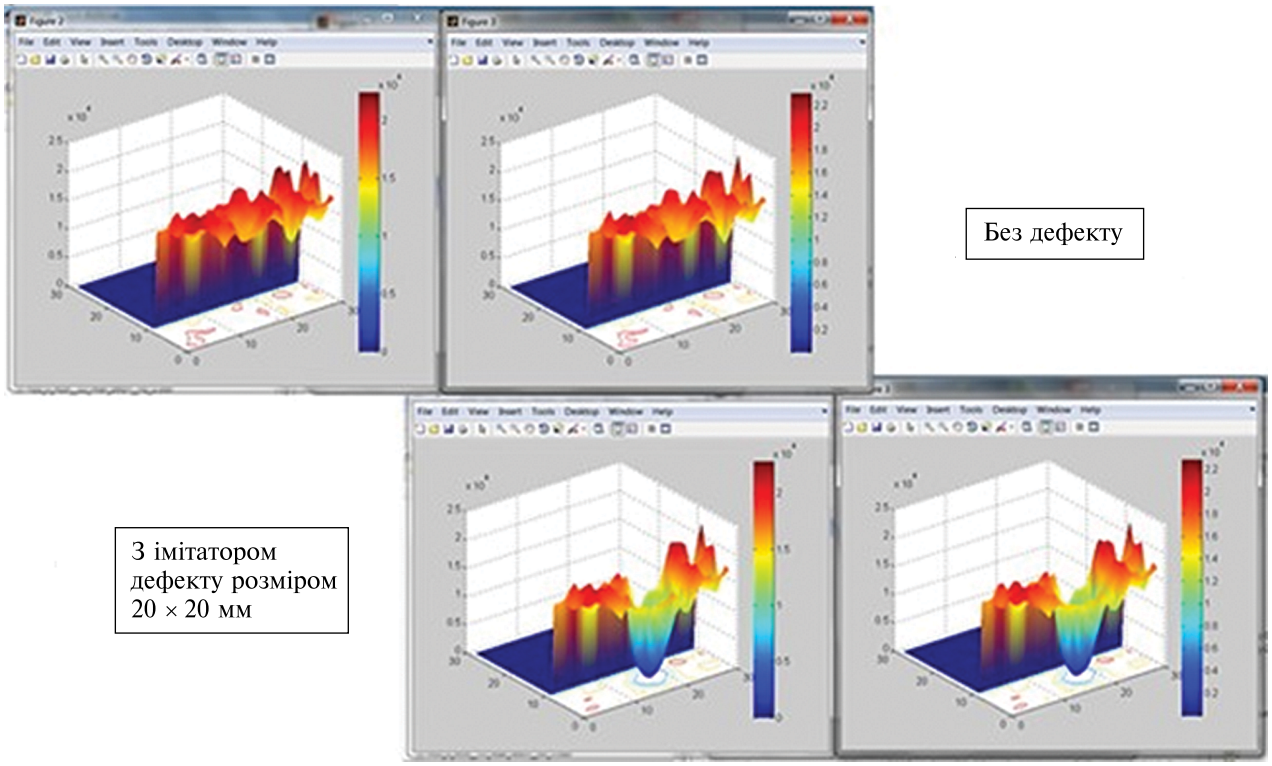

Рис. 4. Зображення пар акустичних профілів одного й того ж зразку (однаковий тип інформативного параметра) з вуглепластика розміром 200 × 105 мм та товщиною 8 мм, отриманих при контролі в різний час

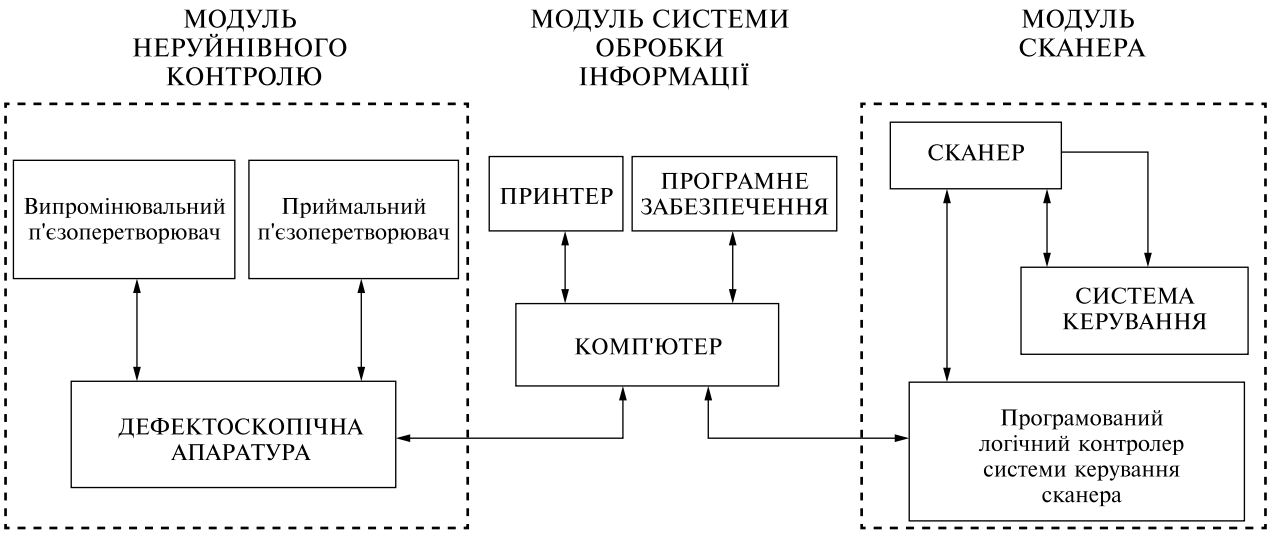

Рис. 5. Структурна схема лабораторної установки

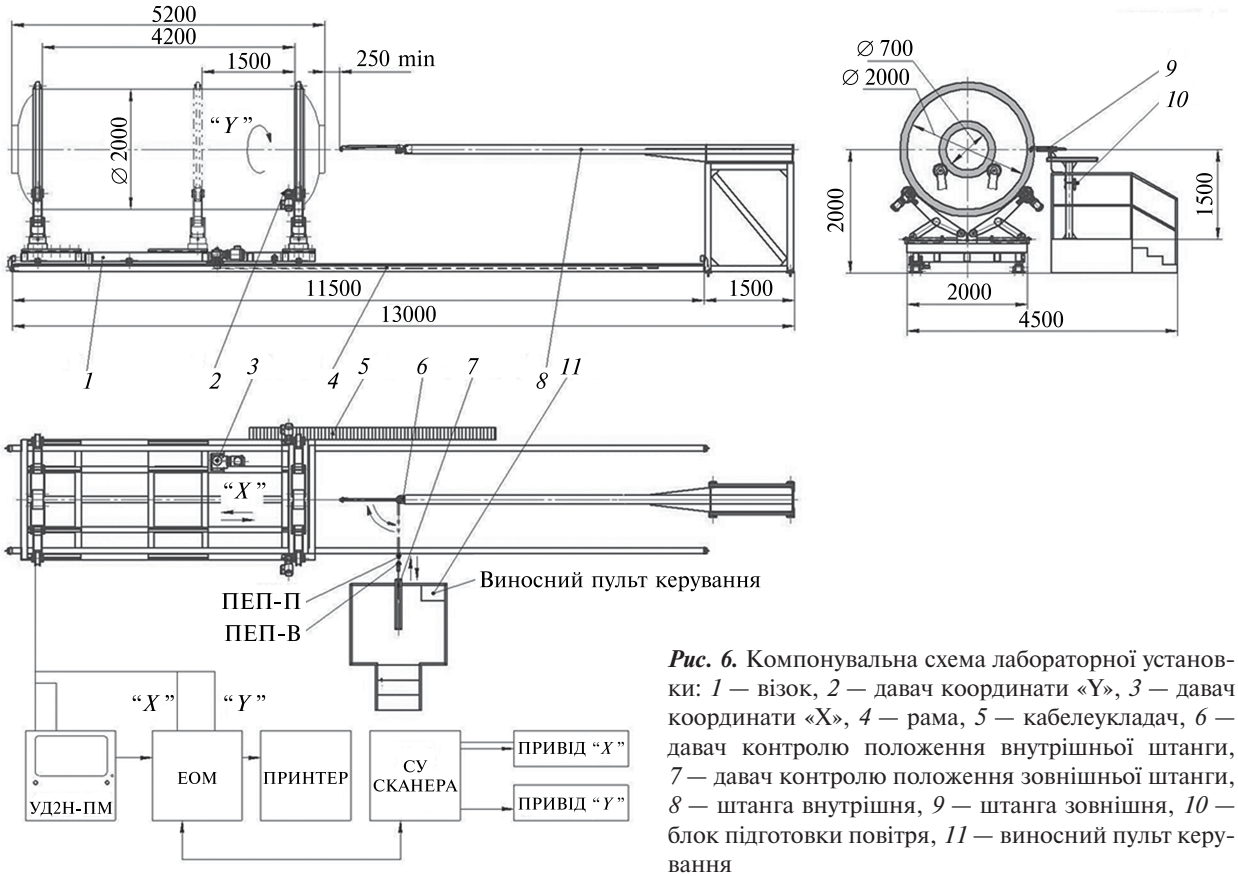

Рис. 6. Компонувальна схема лабораторної установки: *1* — візок, *2* — давач координати «Y», *3* — давач координати «X», *4* — рама, *5* — кабелеукладач, *6* — давач контролю положення внутрішньої штанги, *7* — давач контролю положення зовнішньої штанги, *8* — штанга внутрішня, *9* — штанга зовнішня, *10* — блок підготовки повітря, *11* — виносний пульт керування

• провести відстеження режимів контролю виробів ПКМ,

• виділити особливі вимоги до об'єкта контролю,

• для проведення контролю виробів ПКМ визначити необхідний набір приладів та систем,

• розробити систему обробки інформації.

На рис. 3 та 4 представлено зображення акустичних профілів одного й того ж зразка, отриманих при контролі в різний час для зразків з органопластику та вуглепластику.

Проведені дослідження показали стабільність отриманих результатів при контролі зразків ПКМ в різний час [13—15].

Таблиця 2. **Характеристики лабораторної установки**

Характеристика	Значення
Розрахункова продуктивність контролю, $м^2$/ год	до 3
При робочих режимах сканування:	
крок, мм	10
лінійна швидкість, мм / с	100
Мінімальний розмір несуцільності, що виявляється, при мінімальному кроці сканування, мм	10 × 10

Таблиця 3. **Характеристики об'єкта контролю**

Характеристика	Значення
Контрольовані вироби	
Довжина, $мм^2$	2 000...4 000
Зовнішній діаметр, мм	700...2 000
Силова оболонка	
Матеріал	Полімерно-композиційні матеріали
Товщина, мм	4...20
Щільність, $г/см^3$	1.6 (± 20 %)
Теплозахисне покриття	
Матеріал	Гума
Товщина, мм	1...10
Щільність, $г/см^3$	1.5 (± 20 %)
Зона контролю	
Циліндрична частина корпуса з полімерних композиційних матеріалів з гумовим покриттям на внутрішній поверхні	

На основі проведених експериментальних робіт, з урахуванням отриманих результатів, розроблено технічні пропозиції зі створення промислової автоматизованої установки для неруйнівного контролю якості корпусів РДТТ з композиційних матеріалів безконтактним методом.

АВТОМАТИЗОВАНА УСТАНОВКА ДЛЯ НЕРУЙНІВНОГО КОНТРОЛЮ ЯКОСТІ КОРПУСІВ ДВИГУНІВ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ БЕЗКОНТАКТНИМ МЕТОДОМ

Автоматизована установка дозволяє виявляти дефекти типу порушення цілісності в силовій оболонці корпуса двигуна, а також у місцях скріплення теплозахисного покриття і силовій оболонці на циліндричній частині корпусів РДТТ або інших виробів з композиційних матеріалів.

На рис. 5 представлено структурну схему автоматизованої установки, яка складається з трьох основних модулів: модуля неруйнівного контролю, модуля сканера та модуля системи обробки інформації.

У табл. 2 та 3 приведено основні характеристики автоматизованої установки та об'єкта контролю відповідно.

Аналіз характеристик установки та об'єктів контролю дозволяють використовувати розроблену установку в умовах виробництва для безконтактного контролю якості оболонки корпусів РДТТ. Технічні характеристики сканера, дефектоскопа та системи обробки інформації представлено у табл. 4. На рис. 6 представлена структурна схема лабораторної установки.

ВИСНОВКИ

У статті представлено автоматизовану систему неруйнівного контролю суцільності корпусів РДТТ дозволяє:

• шляхом оптимізації частотного діапазону, енергетичних і шумових характеристик ультразвукового сигналу акустико-електронного тракту на випромінювання і прийом забезпечувати необхідні чутливість і роздільна здатність контролю;

• за рахунок адаптивних алгоритмів, цифрових систем багаторівневої матричної обробки і оптимальної фільтрації одержуваних сигналів підвищити ймовірність виявлення зон аномаль-

Таблиця 4. **Технічні характеристики сканера, дефектоскопа і системи обробки інформації**

Характеристика	Значення
Технічні характеристики сканера	
Схема контролю	«ємність на сканері»
Траєкторії контролю	спіральна, порядкова
Лінійна швидкість сканування, мм/с	10...200
Крок сканування (задається «Системою обробки інформації» з дискретністю 1 мм), мм	2...20 мм
Режими роботи	налаштування, контроль, повторний контроль
Керування	від програмованого логічного контролера
Габаритні розміри, мм	13 000 × 4 500 × 3 000
Технічні характеристики дефектоскопа	
Зовнішнє керування від комп'ютера	Можливе
Частотний діапазон, кГц	20...200
Відображення інформації	А-скан
Максимальна амплітуда зондувального імпульсу, В	≥200
Тактова частота мікропроцесорного контролера, МГц	≥300
Автоматична самодіагностика	Здійснюється
Метод контролю дефектів	Повітряно-акустичний зв'язок
Програмне забезпечення дефектоскопа	Наявне
Перелік технічних характеристик системи обробки інформації	
Координати несуцільності; Площа виявленої несуцільності; Сумарна площа несуцільностей на контрольованій ділянці; Амплітуда ультразвукового сигналу і його відносне загасання; Дефектограми типу С-скан розгортки ємності на екрані оператора; Параметри контролю на екрані оператора; Файли зображення дефектограми на Flash-носії; Протокол контролю на паперовому носії з описом умов і результатів контролю, а також двовимірна розгортка ємності. База даних результатів контролю ємностей: режим роботи — перевірка, налаштування, контроль, вторинна обробка; режим обробки інформації — програмне забезпечення системи збору, обробки та накопичення інформації	

ного порушення цілісності матеріалу стінки корпуса РДТТ;

• контролювати стабільність технологічного процесу формування композиційного матеріалу стінки корпуса і при необхідності здійснювати його коригування, шляхом подання в матричному відображенні акустичного портрета стінки корпуса РДТТ;

• здійснювати реєстрацію умов сканування і контролю наочного уявлення дефектограми в розгорнутому вигляді корпуса РДТТ в процесі контролю і при документації його результатів.

В даний час провадиться подальше дослідження одностороннім ультразвуковим безконтактним методом контролю матеріалів і конструкцій, таких як:

• балонів, корпусів двигунів, паливних баків і інших складнопрофільних виробів ПКМ;

• тришарових стільникових конструкцій: панелей сонячних батарей, негерметичних космічних апаратів, корпусів радіотелескопів, жароміцних гальванохімічних покриттів розтрубів, камер згоряння рідинних ракетних двигунів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Алешин Н. П., Бобров В. Т., Ланге Ю. В., Щербинский В. Г. *Ультразвуковой контроль*. Под общ. ред. В. В. Клюева. 2-е изд. Москва: ИД «Спектр», 2013. 224 с.
2. Барынин В. А., Будадин О. Н., Кульков А. А. *Современные технологии неразрушающего контроля конструкций из полимерных композиционных материалов*. Москва: ИД «Спектр», 2013. 242 с.
3. Емец В. В., Дронь Н. М., Косицина Е. С. Оценка возможности применения твердых углеводородов в автофажных двигателях ракет-носителей легкого класса. *J. chemistery and technologies*. 2019. **27**, № 1. P. 58—64.
4. Малайчук В. П., Мозговой А. В. *Математическая дефектоскопия*: Монография. Днепропетровск: «Системные технологии», 2005. 180 с.
5. Мурашов В. В. Контроль многослойных клееных конструкций из полимерных композиционных материалов. *Клеи. Герметики. Технологии*. 2011. № 10. С. 16—23.
6. Ермолов И. Н., Ланге Ю. В. Ультразвуковой контроль. *Неразрушающий контроль:* В 7 т. Под ред. В. В. Клюева. Москва: Машиностроение, 2004. Т. 3. 864 с.
7. Разработка технического проекта на установку бесконтактного теневого неразрушающего контроля крупногабаритных изделий из ПКМ с большим коэффициентом затухания ультразвуковых колебаний. Испытания и отработка узлов экспериментального УЗ канала установки контроля на лабораторном стенде в динамическом режиме: отчет по НИР; рук. П. Н. Желтов, исп. О. Л. Серебренников. Днепропетровск: ОАО УкрНИИТМ, 2013. 42 с.
8. Кулик А. В., Джур О. Е., Хуторный В. В. и др. *Технология производства ракетно-космических летательных аппаратов*: учебн. Под ред. Е. А. Джур. Днепропетровск: Арт-Пресс, 2014. 480 с.
9. Экспериментальное исследование и разработка метода неразрушающего контроля дефектоскопия) крупногабаритных узлов (межступенной отсек, обтекатель) изделий РКТ из полимерных композиционных материалов с сотовым наполнителем с целью повышения производительности, информативности и надежности контроля. Разработка метода контроля: отчет по НИР; рук. П. Н. Желтов, исп. О. Л. Серебренников. Днепропетровск: ОАО УкрНИИТМ, 2012. 37 с.
10. Экспериментальное исследование и разработка метода неразрушающего контроля «дефектоскопия» крупногабаритных узлов (межступенной отсек, обтекатель) изделий РКТ из полимерных композиционных материалов с сотовым наполнителем с целью повышения производительности, информативности и надежности контроля. Проведение экспериментальных исследований: отчет по НИР; рук. П. Н. Желтов, исп. О. Л. Серебренников. Днепропетровск: ОАО УкрНИИТМ, 2012. 41 с.
11. Allen J. Fawcett (ATF/DER), Gary D. Oakes (ATF). Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience. Boeing Commercial Airplanes, 787 Program.
12. Friedrich K. Polymer composites for tribological applications. *Adv. Industrial and engineering Polymer Research*. 2018. **1**, № 1. P. 3—39
13. Pat. 5646351 USA, Good M. S., Schuster G. J., Skorpik J. R. Ultrasonic Material Hardness Depth Measurement.
14. Kapadia A. Non Destructive Testing of Composite Materials. Best Practice Guide TWI Ltd National Composites Network.
15. Rose J. Achievements and prospects of development of the ultrasonic waveguide method of control. *Materials Evaluation*. 2010. **68**, № 5. P. 494—500.

Стаття надійшла до редакції 16.07.2020

REFERENCES

1. Aleshin N. P., Bobrov V. T., Lange Yu. V., Shcherbinskyi V. G. (2013). *Ultrasonic control*. Ed. V. V. Klyuyev. 2nd ed. M.: ID “Spectrum”, 224 p.
2. Barynin V. A., Budadin O. N., Kulkov A. A. (2013). Modern technologies of non-destructive testing of structures made of polymeric composite materials. M.: ID “Spectrum”, 242 p.
3. Emets V. V., Dron’ N. M., Kositsyna E. S. (2019). Estimation of the possibilities for using the solid hydrocarbon fuels in autophage launch vehicle. *J. Chemistry and Technologies*, **27**, No. 1, 58—64.
4. Malaychuk V. P., Mozgovoy A. V. (2005). *Mathematical defectoscopy*: Monograph. Dnepropetrovsk: “System technologies”, 180 p.
5. Murashov V. V. (2011). Inspection of multilayer glued structures made of polymer composite materials. *Adhesives. Sealants. Technologies*, No. 10, 16—23.
6. Ermolov I. N., Lange Yu. V. (2004). *Ultrasonic control*. Non-destructive testing. In 7 vol. Ed. V. V. Klyuev. M.: Mashinostroenie, Vol. 3, 864.
7. Development of a technical project for the installation of non-contact shadow non-destructive testing of large-sized PCM products with a high attenuation coefficient of ultrasonic vibrations. Testing and development of units of the experimental ultrasonic channel of the control installation at the laboratory bench in dynamic mode: Research report. P. N. Zheltov, O. L. Serebrennikov. Dnepropetrovsk: OAO UkrNIITM, 2013. 37.
8. Kulyk O. V., Dzhur O. E., Khutorny V. V., et al. (2014). Technology of production of rocket and space aircraft : textbook. Ed. E. A. Dzhur. Dnepropetrovsk: Art-Press, 480.

9. `Experimental research and development of a method for non-destructive testing (flaw detection) of large-sized units (interstage compartment, fairing) of rocket and spacecraft products made of polymer composite materials with a honeycomb filling in order to increase productivity, information content and reliability of testing. Development of a control method: Research report. P. N. Zheltov, O. L. Serebrennikov. Dnepropetrovsk: OAO UkrNIITM, 2012. 37.
10. Experimental research and development of the method of non-destructive testing "flaw detection" of large-sized units (interstage compartment, fairing) of rocket-space vehicles made of polymer composite materials with a honeycomb filler in order to increase productivity, information content and reliability of control. Experimental research: Research report. P. N. Zheltov, O. L. Serebrennikov. Dnepropetrovsk: OAO UkrNIITM, 2012. 41.
11. Allen J. Fawcett (ATF/DER), Gary D. Oakes (ATF). Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience. Boeing Commercial Airplanes, 787 Program.
12. Friedrich K. (2018). Polymer composites for tribological applications. *Adv. Industrial and engineering Polymer Res.*, **1**, № 1, 3—39
13. Pat. 5646351 USA, Good M. S., Schuster G. J., Skorpik J. R. Ultrasonic Material Hardness Depth Measurement.
14. Kapadia A. Non Destructive Testing of Composite Materials. Best Practice Guide TWI Ltd National Composites Network.
15. Rose J. (2010). Achievements and prospects of development of the ultrasonic waveguide method of control. *Materials Evaluation*, **68**, № 5, 494—500.

Received 16.07.2020

O. V. Kulyk[1] Ph. D. in Tech., Docent
General Director of Makarov National Aerospace Educational Center of Youth;
Associate Professor at the Department of Technology of Aircraft Manufacturing at
Physical and Technical Faculty of Oles Honchar Dnipro National University
E-mail: Aleks.kulyk@gmail.com
P. N. Zheltov[1] Head of the Department of Scientific Research
E-mail: Zheltov.pn@gmail.com
S. V. Klymenko[2] Associate Professor at the Department of Radioelectronic Automation at
Physical and Technical Faculty, Ph. D. in Tech.
E-mail: Klymenko.svetlana@gmail.com, klymenko@ftf.dnu.edu.ua
V. V. Chabanov[3] Director

[1]A. M. Makarova National Center for Aerospace Education of Youth
26, Gagarin Ave., Dnipro, 49005 Ukraine
[2]Oles Honchar Dnipro National University
72, Gagarin Ave., Dnipro, 49010 Ukraine
[3]Limited liability company «New cars»
152, Lugovska Str., Dnipro, 49081 Ukraine

AUTOMATED SYSTEM OF CONTACTLESS ULTRASOUND NONDESTRUCTIVE QUALITY CONTROL OF SOLID FUEL ROCKET ENGINES FROM COMPOSITE MATERIALS

Currently, in various industries (engineering, aircraft, energy, etc.) the issue of product quality assurance and control is particularly acute. This is due primarily to the ever-strengthening requirements for reliability growth with increasing loads on products, which entails the toughening of technical standards. The issue of quality control for rocket and space technology products is especially relevant. Modern power structures of rocket and spacecraft made of polymer composite materials, and especially the body of solid-fuel rocket engines (SFRE), are multilayer packages of various polymer-composite materials (PKM), obtained and interconnected in the process of manufacturing the body. The efficiency of SFRE depends on the quality of the formation of PKM in production conditions. The most important issues are the implementation of production quality control of composite structures, the reliability of control results, and the ability to automate the control process.

The article presents an automated system of non-contact ultrasonic non-destructive testing, which allows us to control the stability of the technological process of forming the composite material of the wall of the SFRE body and, if necessary, to adjust it. The probability of detecting zones of anomalous violation of the integrity of the wall material of the SFRE housing is carried out due to adaptive algorithms, digital systems of multilevel matrix processing, and optimal filtering of the received signals. The automated system of contactless ultrasonic non-destructive quality control of SFRE cases allows us to register conditions of scanning and control for a more visual representation of the defectogram in the expanded look of the case of a product in the course of control and when documenting its results. The presented results of work on the development of an automated system of non-destructive testing of the integrity of the buildings of the SFRE type "cocoon" confirm the possibilities of practical implementation in production.

Keywords: solid fuel rocket engine body, composite material, automated non-destructive testing system, non-contact ultrasonic testing method, flaw detector, information processing system.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.085
УДК 621.37.+551.553.5

Ф. І. БУШУЄВ[1], наук. співроб., магістр
E-mail: felix.bushuev@ukr.net
М. П. КАЛЮЖНИЙ[1], зав. сектору, канд. фіз.-мат. наук
E-mail: nikalyuzhny@ukr.net
М. О. КУЛІЧЕНКО[1], зав. сектору, канд. фіз.-мат. наук
О. В. ШУЛЬГА[1], директор, старш. наук. співроб., д-р фіз.-мат. наук
E-mail: shulga-av@ukr.net
Є. В. МАЛИНОВСЬКИЙ[2], зав. природничо-математичного відділу, магістр
E-mail: malinovskyyeugeniy@gmail.com
С. Г. САВЧУК[3], проф., д-р техн. наук
Л. М. ЯНКІВ-ВІТКОВСЬКА[3], доцент, канд. техн. наук
Б. О. ГРУДИНІН[4], декан факультету технологічної і професійної освіти, доцент, д-р пед. наук

[1] Науково-дослідний інститут «Миколаївська астрономічна обсерваторія»
вул. Обсерваторна 1, Миколаїв, Україна, 54030
[2] Рівненська Мала академія наук учнівської молоді
вул. Симона Петлюри 17, Рівне, Україна, 33013
[3] Національний університет «Львівська політехніка»
вул. Степана Бандери 12, Львів, Україна, 79000
[4] Глухівський національний педагогічний університет ім. Олександра Довженка
вул. Києво-Московська 24, Глухів, Україна, 41400

СТАНОВЛЕННЯ ТА РОЗВИТОК УКРАЇНСЬКОЇ МЕРЕЖІ РАДІОСПОСТЕРЕЖЕНЬ МЕТЕОРІВ

За десятирічний період досліджень в науково-дослідному інституті «Миколаївська астрономічна обсерваторія» (НДІ МАО) було розроблено апаратне і програмне забезпечення для спостереження, виділення і обчислення параметрів метеорних явищ з використанням прямого розсіяння на іонізованих слідах метеорів сигналів загоризонтних FM-станцій радіомовлення в діапазоні 88...108 МГц. Це дозволило створити мережу спостережень метеорних явищ в радіодіапазоні, яка складається з шести станцій, розташованих у Миколаєві (три станції), Рівному, Львові і Глухові. Станції мають ідентичне апаратне та програмне забезпечення. Для прийому радіосигналів використовуються антени типу «хвильовий канал» з шести або восьми горизонтальних вібраторів та SDR приймачі на основі мікрочіпу RTL2832U. Програмне забезпечення станцій проводить безперервну реєстрацію та аналіз радіосигналів, отриманих на виході квадратурних детекторів приймачів, автоматичне виявлення моментів появи метеорних віддзеркалень, формування та e-mail-розсилку щодобових звітів про виявлені метеорні явища. Налаштування обладнання та поточний контроль функціонування станцій здійснюється НДІ МАО з використанням віддаленого інтернет-доступу до комп'ютерів станцій. Щомісячні звіти про кількість метеорних явищ, зареєстрованих кожною станцією, розміщуються на сайті RMOB (Radio Meteor Observation Bulletin).

Наводяться результати роботи мережі в 2017—2019 рр., що підтверджують відповідність добових варіацій кількості метеорів, зареєстрованих станціями мережі, відомій залежності (спостереження метеорів у апексі та антиапексі), а також відповідність отриманих мережею характеристик трьох метеорних потоків (Персеїди, Геміниди та Квадрантиди) очікуваним у часі і інтенсивності. Приводяться рекомендації проведення додаткових досліджень, направлених на оцінювання кінематичних параметрів (швидкості, радіанти) метеороїдів і їхнього зв'язку з потенційно небезпечними астероїдами.

***Ключові слова**: метеороїд, метеорний потік, радіоспостереження, FM-радіомовлення.*

Цитування: Бушуєв Ф. І., Калюжний М. П., Куліченко М. О., Шульга О. В., Малиновський Є. В., Савчук С. Г., Янків-Вітковська Л. М., Грудинін Б. О. Становлення та розвиток української мережі радіоспостережень метеорів. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 85—92. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.085

ВСТУП

У світі зростає зацікавленість до вивчення метеорних явищ, пов'язаних із вторгненням малих тіл Сонячної системи (метеороїдів) в атмосферу Землі. Серед таких тіл періодично трапляються й такі, що становлять загрозу для функціонування космічних апаратів, кількість яких у навколоземному просторі стрімко зростає.

Найінформативнішим наземним засобом спостереження метеорів у радіодіапазоні є радар зворотного розсіяння. В Україні такі спостереження проводилися в Харкові за допомогою МАРС (метеорна автоматизована радіолокаційна система) [4]. Отримані МАРС елементи орбіт 5317 метеороїдів входять до міжнародної бази даних IAU MDC (International Astronomical Union Meteor Data Center) та є предметом інтенсивних досліджень [11, 14, 16]. Високі експлуатаційні витрати є основним недоліком та стримувальним фактором для широкого розповсюдження таких спостережень.

Доступність технічного обладнання сприяла появі як великої кількості спостерігачів метеорних явищ в оптичному і радіодіапазонах, так і можливості онлайн-моніторингу метеорних потоків. При цьому в радіодіапазоні для спостережень стали широко використовувати сигнали радіо- та телемовлення, відбиті плазмовими слідами метеорів. В Європі є можливість використовувати також сигнали французького радара GRAVES. За даними Європейського радіоастрономічного клубу (ERAC, European Radio Astronomy Club) близько 350 користувачів із 19 країн Європи активно займаються різними напрямами радіоастрономії, зокрема й спостереженням радіометеорів; 46 користувачів проєкту відстеження метеороїдів RMOB (Radio Meteor Observing Bulletin) з усього світу надають дані цих спостережень в режимі онлайн [10, 15]. В деяких країнах активно функціонують мережі спостерігачів радіометеорів: BRAMS (Бельгія), Bolidozor (Чехія) [7, 8, 9, 12]. Головною інформацією, яку отримують спостерігачі радіометеорів є кількість зареєстрованих явищ за годину, що дає можливість як оцінити параметри метеорних потоків (період і пік активності, функція спостережності), так і відстежувати розподіл метеорної речовини впродовж добового й річного циклів руху Землі.

НДІ «Миколаївська астрономічна обсерваторія» з 2010 р. проводить систематичні спостереження метеорів у радіодіапазоні методом прийому сигналу FM-станції, що перебуває за горизонтом [1]. Такий метод носить назву прямого розсіювання сигналу (forward scattering). За десятирічний період досліджень було розроблено апаратне і програмне забезпечення для спостереження, виділення й обчислення параметрів метеорних явищ. Успішно налагоджено роботу зі спостережень метеорних явищ і автоматичної обробки результатів дозволила розширити кількість станцій і створити мережу радіоспостережень метеорів в Україні. Основною метою є розширення інформації про метеорні явища, зокрема оцінювання кінематичних параметрів (швидкості, радіанти) тіл і їхнього зв'язку з іншими малими тілами Сонячної системи (потенційно небезпечними астероїдами, які зближуються із Землею). Важливим аспектом функціонування мережі є залучення молоді до наукових досліджень з використанням сучасних технічних засобів, оскільки з'являється можливість безпосередньої участі молоді як у проведенні спостережень, так і в їхній обробці та аналізі [3]. Прикладом може бути Рівненська Мала академія наук учнівської молоді, де станція радіоспостережень метеорів працює з 2015 р. Слухачі Академії використовують отриманий станцією матеріал для написання науково-дослідних робіт, з якими беруть участь у Всеукраїнських конкурсах-захистах науково-дослідних робіт, займаючи призові місця.

МЕТЕОРНИЙ АПАРАТНО-ПРОГРАМНИЙ КОМПЛЕКС

Функціонування метеорного апаратурно-програмного комплексу (МАПК) базується на безперервному, цілодобовому прийомі сигналів радіомовної FM-станції, відбитих від іонізованих метеорних слідів, що виникають в атмосфері Землі на висотах 80...100 км [1, 2]. Метеорний апаратурно-програмний комплекс НДІ МАО на трасі довжиною 903 км приймає сигнал FM-станції «Radio Muzyka Fakty Sp. z o.o.» [18], розташованої біля міста Кельце (Польща) — азимут 302° відносно Миколаєва.

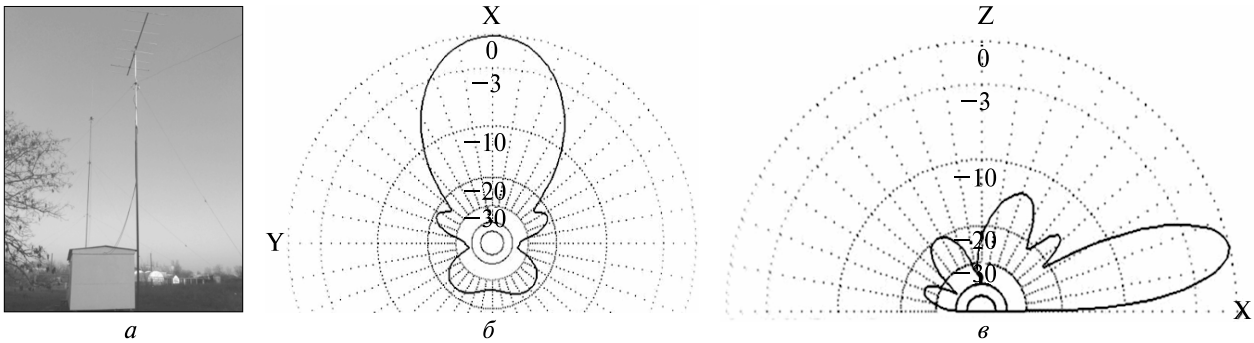

Рис. 1. Приймальна антена МАПК станції WAGON НДІ МАО (*а*) та її розрахункова діаграма спрямованості в горизонтальній (*б*) і вертикальній (*в*) площинах. (Значення діаграми спрямованості — в дБ, крок зміни кута — 10°)

Випромінювач станції RMF FM встановлено на телевізійній вежі «Святий хрест», яка має висоту 126.5 м [13]. Висота встановлення антени передавача 100 м, частота несучого сигналу 88.2МГц, потужність випромінюваного сигналу 120 кВт.

Для прийому сигналу використовується антена типу «хвильовий канал» з вісьмома елементами (рис. 1). Коефіцієнти підсилення антени 13.2 дБ. Ширина діаграми спрямованості (за рівнем –3 дБ) у горизонтальній і вертикальній площинах становить 40º і 20º відповідно. Придушення заднього пелюстка — 20 дБ. Вертикальний кут (кут місця) максимуму головного пелюстка діаграми дорівнює 15º.

У 2013 р. приймальне обладнання та програмне забезпечення для автоматичного виявлення метеорних явищ і комп'ютерної обробки метеорних даних були суттєво модернізовані, порівняно з МАПК, описаним у роботі [1]. З того часу для прийому радіосигналів загоризонтних FM-станцій, відбитих метеорним слідом, використовується SDR-приймач DVB-T+DAB+FM з мікрочіпом RTL2832U [6]. Використання цього приймача та SDR-технології дало змогу поліпшити чутливість і частотну вибірковість прийому радіосигналів.

Вхідною інформацією для пошуку сигналів, відбитих від метеорних слідів, є сигнал із виходу квадратурного детектора приймача, тобто сигнал, який ще не пройшов FM-демодуляцію та характеристики якого повністю відповідають сигналу на несучій частоті. Завдяки використанню такого сигналу з'являється принципова можливість визначення амплітуди та допплерівського зсуву частоти сигналу, відбитого від метеорного сліду, в результаті відновлення несучої по відомому модуляційному сигналу. У випадку прийому загоризонтних FM-станцій модуляційний сигнал є апріорі невідомим. Для його визначення пропонується використовувати сигнали, віддзеркалені метеорним слідом. Визначення модуляційного сигналу за віддзеркаленими сигналами базується на стійкості FM-модуляції до амплітудних спотворень сигналу. Для його визначення потрібно пропустити віддзеркалений сигнал через частотний детектор, на виході якого отримаємо шуканий модуляційний сигнал. Відновлену несучу хвилю отримаємо на виході частотного модулятора, через який пропускається початковий віддзеркалений сигнал, а як модуляційний використовується раніше визначений сигнал з протилежним знаком. Отже, можливе визначення параметрів френелівських коливань амплітуди радіосигналу, зумовлених інтерференцією на метеорному сліді, що дозволить оцінити значення швидкості метеороїда вздовж траєкторії руху за однопозиційними спостереженнями. При цьому залишається можливість багатопозиційного визначення координат метеороїда методом мультилатерації при вирішенні, перш за все, проблем синхронізації спостережень географічно рознесеними приймальними станціями і забезпечення стабільності та ідентичності амплітудно-фазових характеристик їхніх приймачів.

Для реєстрації радіосигналів використовується програма HDSDR, що перебуває у вільному доступі. Програма дозволяє формувати записи амплітуд квадратурних каналів приймача у ви-

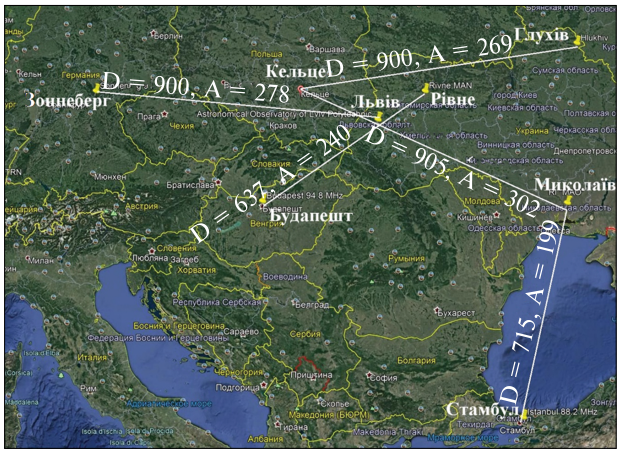

Рис. 2. Радіотраси мережі реєстрації метеорних явищ: *D* — довжина, км, *A* — азимути, градуси

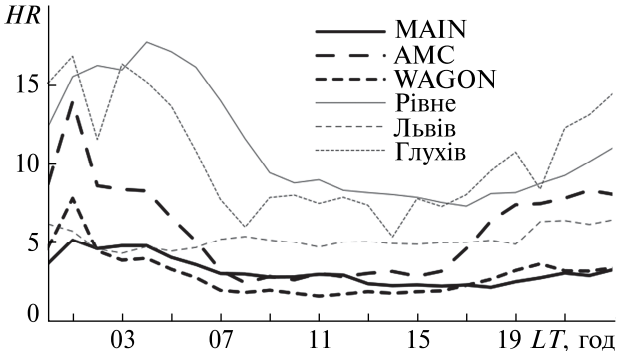

Рис. 3. Криві варіацій протягом доби середньої за рік кількості метеорів, обчислені за спостереженнями станцій мережі в 2019 р. Час — локальний. Кількість метеорів за годину (*HR*) ненормована

гляді wav-файлів та файли зображень амплітудно-частотно-часової розгортки для цілодобового моніторингу метеорної активності. Мінімальна смуга аналізу при цьому становить 250 кГц, а максимальна — 3.2 МГц. Це значно більше за ширину спектру FM-сигналу, яка не перевищує 75 кГц, що дозволяє проводити оптимальну обробку цього сигналу.

Було також істотно розширено мережу приймальних станцій за рахунок двох додаткових станцій у Миколаєві (НДІ МАО), а також за рахунок встановлення типового обладнання у Рівному (Рівненська Мала академія наук учнівської молоді), у Львові (Національний університет «Львівська політехніка») і в Глухові (Глухівський національний педагогічний університет ім. Олександра Довженка).

Станції побудовано за однаковою структурою і включають в себе направлені шести- або восьмиелементні антени типу «хвильовий канал» з підсиленням близько 13 дБ, SDR-приймачі DVB-T+DAB+FM і комп'ютери з програмним забезпеченням, розробленим у НДІ МАО. На рис. 2 показано розташування станцій мережі реєстрації метеорних явищ та відповідних передавачів FM-радіостанцій, а також наведено довжини *D* і азимути *A* радіотрас (довжини радіотрас наведено в кілометрах, а азимути — в градусах від напрямку на північ зі станцій мережі на передавачі FM-радіостанцій).

У табл. 1 представлено місцезнаходження та географічні координати приймальних станцій мережі та відповідних передавачів, потужність

Таблиця 1. **Координати приймальних станцій мережі та відповідних передавачів, потужність випромінювання передавачів, висоти антен над рівнем моря, робочі частоти**

Місцезнаходження	Широта	Довгота	Висота антени, м	Потужність, кВт	Частота, МГц
Кельце (Польща)	50°51′36.29″	21°02′54.76″	697	120	88.2
Будапешт (Угорщина)	47°29′30.17″	18°58′44.00″	592	100	94.8
Зоннеберг (Німеччина)	50°26′48.29″	11°00′15.78″	1005	100	91.7
Стамбул (Туреччина)	41°00′58.75″	29°03′56.11″	384	100	88.2
Миколаїв (Україна)	46°58′17″	31°58′22″	65	—	88.2
Рівне (Україна)	50°37′23″	26°14′55″	205	—	94.8
Львів (Україна)	49°50′11″	24°00′52″	316	—	91.7
Глухів (Україна)	33°54′56″	51°40′43″	175	—	88.2

випромінювання передавачів, висоти антен над рівнем моря, робочі частоти.

На кожній станції проводиться цілодобова автоматична обробка даних спостережень та автоматична e-mail-розсилка зацікавленим споживачам щодобових даних вторгнень об'єктів космосу в атмосферу Землі. Методику обробки та виділення метеорних явищ описано в роботах [5, 17]. В НДІ МАО готуються також щомісячні звіти, які викладаються на сайті RMOB. При цьому для налаштування обладнання та поточного контролю функціонування станцій використовується віддалений інтернет-доступ до комп'ютерів станцій. Добовий обсяг оброблюваної інформації по одній станції становить близько 80 Гбайт.

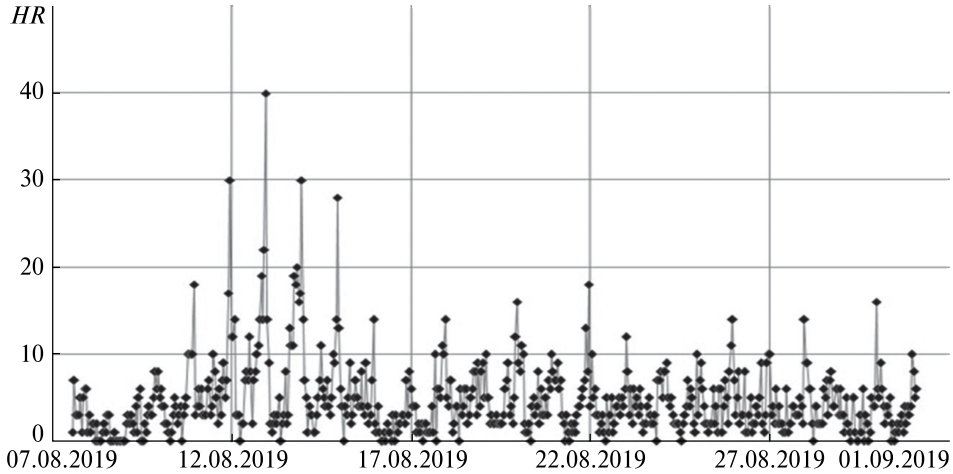

Рис. 4. Кількість метеорів, що реєструвалися щогодини станцією WAGON під час потоку Персеїди (06...13 серпня 2019 р.)

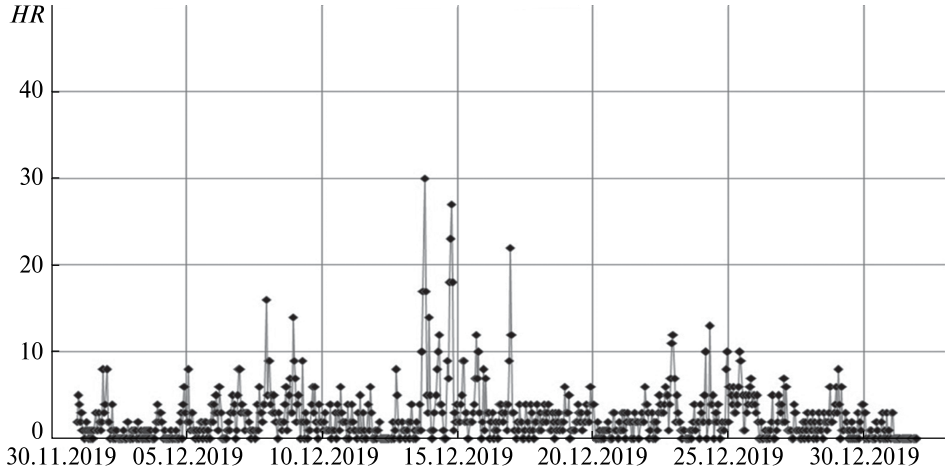

Рис. 5. Те ж для потоку Геміниди (12...16 грудня 2019 р.)

Таблиця 2. **Кількість метеорів, зареєстрованих кожною станцією мережі у 2017—2019 рр.**

Рік	Рівне	Львів	Глухів	MAIN	AMC	WAGON	Сума
2017	40854	—	—	79115	27768	51424	199161
2018	69904	27275	—	71151	70453	149776	388559
2019	69801	25408	46717	25387	46325	111407	325045
Сума	180559	52683	46717	175653	144546	312607	912765

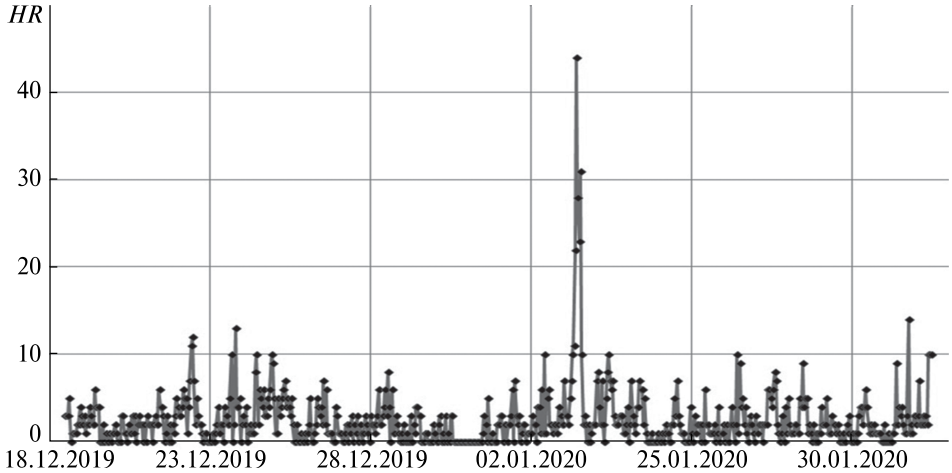

Рис. 6. Те ж для потоку Квадрантиди (30 грудня 2019 р. ... 07 січня 2020 р.)

РЕЗУЛЬТАТИ РЕЄСТРАЦІЇ МЕТЕОРНИХ ЯВИЩ МЕРЕЖЕЮ ПРИЙОМУ СИГНАЛІВ ЗАГОРИЗОНТНИХ FM-РАДІОСТАНЦІЙ

Кількість метеорів, зареєстрованих мережею прийому сигналів загоризонтних FM-радіостанцій у 2017—2019 рр., наведено у табл. 2. Три станції, розташовані у Миколаєві, мають назви MAIN, AMC і WAGON. Станції у Львові та Глухові введено в експлуатацію у травні 2018 р. і серпні 2019 р. відповідно. У 2017—2019 роках мережею зареєстровано 912765 метеорних явищ.

Розподіл кількості реєстрацій метеорів по годинах доби, отриманий шляхом усереднення щоденних даних мережі за 2019 р., показано на рис. 3. Видно, що для станцій у Львові і Миколаєві добовий розподіл кількості реєстрацій метеорів не відповідає очікуваному розподілу, згідно з яким максимум мав би бути о 6-й годині, а мінімум — близько 17—18-й годині локального часу, що відповідає спостереженням метеорів в апексі та антиапексі відповідно. Вказані особливості можуть бути зумовлені появою на станціях значних радіоперешкод в окремі періоди протягом року. Для усунення цього недоліку потрібно провести додаткові дослідження, тим більше що наведені нижче на рис. 4—6 дані реєстрації станцією WAGON трьох потужних метеорних потоків Персеїди, Геміниди і Квадрантиди свідчать про цілком задовільну відповідність отриманих характеристик цих потоків очікуваним, як за часом появи, так і за піком інтенсивності.

ВИСНОВКИ

Створено мережу спостережень метеорних явищ в радіодіапазоні, яка складається з шести станцій, розташованих в Миколаєві (3 станції), Рівному, Львові і Глухові. У 2017—2019 роках мережею зареєстровано 912765 метеорних явищ. Результати реєстрацій розміщено на сайті RMOB. Для підтвердження достовірності даних спостережень проведено: а) перевірку добових варіацій кількості метеорів, зареєстрованих станціями мережі, на відповідність відомій залежності (спостереження метеорів в апексі та антиапексі); б) порівняння отриманих мережею характеристик трьох метеорних потоків (Персеїди, Геміниди та Квадрантиди) на відповідність очікуваним, як за часом появи, так і за інтенсивністю. Для підвищення достовірності реєстрації метеорних явищ пропонується провести додаткові дослідження характеристик радіоперешкод, що діють у місцях дислокації станцій, з метою розробки методів їхнього придушення.

Рекомендується також провести дослідження можливості оцінки швидкості метеороїдів вздовж траєкторії руху за даними однопозиційних спостережень відбиття сигналів загоризонтних FM-станцій від метеорних слідів з використанням методу відновлення несучої частоти FM-сигналу.

Мережа спостережень метеорних явищ в радіодіапазоні має великий педагогічний потенціал із залучення учнівської та студентської молоді до наукових досліджень.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бушуев Ф. И., Калюжный Н. А., Сливинский А. П., Шульга А. В. Использование сигналов вещательных FM-станций для исследований численности метеоров. *Космічна наука і технологія*. 2011. **17**, № 3. С. 60—70.
2. Вовк В. С., Калюжный Н. А., Козырев Е. С., Шульга А. В. Автоматическая обработка радиосигналов при наблюдении метеоров методом загоризонтного зондирования. *Вісник Астрон. школи*. 2012. **8**, № 2. С. 166—170.
3. Грудинін Б. О., Калюжний М. П. Організація роботи «Космічного патруля»: від початкової школи до рівня науково-дослідного інституту. *Фізика та астрономія в рідній школі*. 2019. № 4. С. 23—30.
4. Кащеев Б. Л., Волощук Ю. И., Ткачук А. А. и др. Метеорная автоматизированная радиолокационная система. *Метеор. исслед*. 1977. № 4. С. 11—61.
5. *Патент на корисну модель № 117155.* Шульга О. В., Бушуєв Ф. І., Вовк В. С., Куліченко М. О. Спосіб пасивної реєстрації метеорних явищ у радіодіапазоні. Зареєстровано в державному реєстрі патентів України на корисні моделі 12.06.2017.
6. *Свідоцтво про реєстрацію авторського права на твір № 75962.* Вовк В. С., Куліченко М. О. Автоматичне виявлення метеорів та штучних супутників землі по даним радіоприймача RTL2832. Зареєстровано у державному реєстрі України 07.12.2017. URL: http://www.nao.nikolaev.ua/articles/2017/2017_75258_Vovk.pdf (дата звернення: 10.05.2020).
7. Bolidozor, radiometeor detection network. URL: http://www.bolidozor.cz/ (дата звернення: 10.05.2020).
8. BRAMS (Belgian RAdio Meteor Stations). URL: http://brams.aeronomie.be (дата звернення: 10.05.2020).
9. Calders S., Lamy H., De Keyser J., Verbeeck C., Martinez Picar A., Tetard C. The Radio Meteor Zoo: involving citizen scientists in radio meteor research. *European Planetary Science Congress EPSC2018-148* (2018).
10. European Radio Astronomy Club. URL: http://www.eracnet.org/ (дата звернення: 10.05.2020).
11. Hajduková M. *Meteors in the IAU Meteor Data Center on Hyperbolic Orbits.* Advances in Meteoroid and Meteor Science. Trigo-Rodríguez J. M., Rietmeijer F. J. M., Llorca J., Janches D.(Eds). New York, NY: Springer, 2007.
12. Kakona J., Kovar P., Kakona M. Bolidozor — distributed radio meteor detection system. URL: https://arxiv.org/abs/1606.02052 (дата звернення: 10.05.2020).
13. Kielce *Święty Krzyż*. URL: http://radiopolska.pl/wykaz/pokaz_lokalizacja.php?pid=155 (дата звернення: 10.05.2020).
14. Kolomiyets S. V. Uncertainties in MARS Meteor Orbit Radar Data. *J. Atmos. and Solar-Terr. Phys*. 2015. **124**. P. 21—29.
15. Radio Meteor Observing Bulletin. URL: https://www.rmob.org/index.php (дата звернення: 10.05.2020).
16. Steel D. Meteoroid orbits. *Space Sci. Rev*. 1996. **78**. P. 507—553.
17. Vovk V. S., Shulga O. V., Sybiryakova Ye. S., Kaliuzhniy M. P., Bushuev F. I., Kulichenko M. O. Low-tech Highly Efficient Radiotechnical Solutions for Meteors and Satellite Observations. *Sci. Innov.* 2017. **13**(1). P. 65—68.
18. Wszystkie emisje obiektu. URL: http://emi.emitel.pl/EMITEL/obiekty.aspx?obiekt=DODR_S3T (дата звернення: 10.05.2020).

Стаття надійшла до редакції 11.06.2020

REFERENCES

1. Bushuev F. I, Kaliuzhnyi N. A, Slivinsky A. P., Shulga A. V. (2011). The use of FM-signals of broadcasting stations for meteor activity investigation. *Kosm. nauka tehnol.,* **17,** № 3, 60—70 [In Russian].
2. Vovk V. S., Kaliuzhnyi N. A,., Kozyrev Y. S., Shulga A. V. (2012). Automatic processing of radio signals when meteors are observed by the method of over-the-horizon sounding. *Visnyk Astronomichnoi Shkoly,* **8,** № 2, 166—170 [In Russian].
3. Hrudynin B. O., Kaliuzhnyi M. P. (2019). Organization of the work of space patrol: from primary school to the level of a research institute. *Fizyka ta astronomia v ridniy shkoly,* № 4, 23—30 [In Ukrainian].
4. Kashcheyev B. L., Voloschuk Yu. I., Tkachuk A. A. at al. (1977). Meteor Automated Radar System. *Meteornye issledovania*, № 4, 11—61 [In Russian].
5. Patent for utility model № 117155. Method of passive registration of meteor phenomena in radio range. Shulga O. V., Bushuev F. I., Vovk V. S., Kulichenko M. O. Registered in the state register of patents of Ukraine for utility models 12.06.2017 [In Ukrainian].
6. Certificate of copyright registration for the work № 75962. Automatic detection of meteors and artificial satellites of Earth using the radio receiver RTL2832. Registered in the state register of Ukraine 07.12.2017. Vovk V. S., Kulichenko M. O. URL: http://www.nao.nikolaev.ua/articles/2017/2017_75258_Vovk.pdf (Last accessed: 10.05.2020).
7. Bolidozor, radiometeor detection network. URL: http://www.bolidozor.cz/ (Last accessed: 10.05.2020).
8. BRAMS (Belgian RAdio Meteor Stations). URL: http://brams.aeronomie.be (Last accessed: 10.05.2020).
9. Calders S., Lamy H., De Keyser J., Verbeeck C., Martinez Picar A., Tetard C. The Radio Meteor Zoo: involving citizen scientists in radio meteor research. *European Planetary Science Congress EPSC2018-148* (2018).
10. European Radio Astronomy Club. URL: http://www.eracnet.org/ (Last accessed: 10.05.2020).

11. Hajduková M. (2007). *Meteors in the IAU Meteor Data Center on Hyperbolic Orbits*. Advances in Meteoroid and Meteor Science. Eds J. M. Trigo-Rodríguez, F. J. M. Rietmeijer, J. Llorca, D. Janches. New York, NY: Springer.
12. Kakona J., Kovar P., Kakona M. (2016). Bolidozor — Distributed radio meteor detection system. URL: https://arxiv.org/abs/1606.02052 (Last accessed: 10.05.2020).
13. Kielce *Święty Krzyż*. URL: http://radiopolska.pl/wykaz/pokaz_lokalizacja.php?pid=155 (Last accessed: 10.05.2020).
14. Kolomiyets S. V. (2015). Uncertainties in MARS Meteor Orbit Radar Data. *J. Atmos. and Solar-Terr. Phys*. **124**, 21—29.
15. Radio Meteor Observing Bulletin. URL: https://www.rmob.org/index.php (Last accessed: 10.05.2020).
16. Steel D. (1996). Meteoroid orbits. *Space Sci Rev*., **78**, 507—553.
17. Vovk V. S., Shulga O. V., Sybiryakova Ye. S., Kaliuzhniy M. P., Bushuev F. I., Kulichenko M. O. (2017). Low-tech Highly Efficient Radiotechnical Solutions for Meteors and Satellite Observations. *Sci. Innov.,* **13**(1), 65—68.
18. Wszystkie emisje obiektu. URL: http://emi.emitel.pl/EMITEL/obiekty.aspx?obiekt =DODR_S3T (Last accessed: 10.05.2020).

Received 11.06.2020

F. I. Bushuev[1], Researcher, master
E-mail: felix.bushuev@ukr.net
M. P. Kaliuzhnyi[1], Head of Department, Ph.D. in Phys&Math.
E-mail: nikalyuzhny@ukr.net
M. O. Kulichenko[1], Head of Department, Ph.D. in Phys&Math.
O. V. Shulga[1], Director, Senior Researcher, Dr. Sci. in Phys&Math.
E-mail: shulga-av@ukr.net
Ye. V. Malynovskyi[2], Head of Department of Natural Sciences and Mathematics, master
E-mail: malinovskyyeugeniy@gmail.com
S. G. Savchuk[3], Professor, Dr. Sci. in Tech.
L. M. Yankiv-Vitkovska[3], Docent, Ph. D. in Tech.
B. O. Hrudynin[4], Dean of the Department of Technological and Professional Education, Docent, Dr. Sci. in Pedagogic Sciences

[1] Research Institute «Mykolaiv Astronomical Observatory»
1 Observatorna Str., Mykolaiv, 54030 Ukraine
[2] Rivne Minor Academy of Science of School-Age Youth
17 Simon Petliura Str., Rivne, 33013 Ukraine
[3] Lviv Polytechnic National University
12 Stepan Bandera Str., Lviv, 79000 Ukraine
[4] Oleksandr Dovzhenko Hlukhiv National Pedagogical University
24 Kyivo-Moscovska Str., Hlukhiv, 41400 Ukraine

FORMATION AND DEVELOPMENT OF THE UKRAINIAN NETWORK OF METEOR RADIO OBSERVATIONS

During the decade of research, the Research Institute "Mykolaiv Astronomical Observatory" (RI "MAO") developed hardware and software for monitoring, extracting, and calculating the parameters of meteor phenomena using the forward scattering of signals from over-the-horizon FM-stations broadcasted in the frequency range of 88—108 MHz by ionized meteor trails. This made it possible to create a network of observations of meteor phenomena in the radio range, which consists of six stations located in Mykolaiv (three stations), Rivne, Lviv, and Hlukhiv. The stations have identical hardware and software. The reception of radio signals is carried out by Yagi-Uda antennas with six or eight horizontal vibrators and SDR receivers based at the RTR2832U microchip.

The station software performs continuous registration and analysis of received radio signals at the output of quadrature detectors of the receivers, automatic detection of moments of appearances of meteor reflections, preparation of daily reports on detected meteor phenomena, and sending them by e-mail. Equipment setup and current monitoring of station operations are carried out by the RI «MAO» using remote access to station computers via the Internet. Monthly reports on the number of meteor events recorded by each station are posted on the site of the Radio Meteor Observation Bulletin (RMOB).

The article presents the results, obtained by the network in 2017—2019, confirming a correspondence of daily variations in the number of meteors registered by network stations, to the known dependence (observation of meteors in the apex and antapex), as well as a correspondence between the expected characteristics (in time and intensity) of three meteor showers (Perseids, Geminids and Quadrantids) and that one obtained by the network. The article also gives recommendations for additional research aimed at achieving the main goal, namely, expanding information about meteor phenomena, including the estimation of kinematic parameters (velocities, radiants) of meteoroids and their relationship with potentially hazardous asteroids.

Keywords: meteoroid, meteor shower, radio observations, FM radio broadcasting.

https://doi.org/10.15407/knit2021.03.093
УДК 346, 349.6

А. М. ГУРОВА[1], наук. співроб. відділу, канд. юрид. наук
ORCID: 0000-0003-4134-761x
E-mail: a.m.hurova@gmail.com
В. К. МАЛОЛІТНЕВА[2], уч. секр., канд. юрид. наук
ORCID: 0000-0001-9678-1750
E-mail: vestamalolitneva@gmail.com

[1] Інститут держави і права ім. В. М. Корецького НАН України
вул. Трьохсвятительська 4, Київ 1, Україна, 01601
[2] Державна установа «Інститут економіко-правових досліджень імені В. К. Мамутова НАН України»
бульв. Т. Шевченка 60 Київ, Україна, 01032

ІНСТИТУЦІЙНО-ПРАВОВА МОДЕЛЬ ПУБЛІЧНИХ ЗАКУПІВЕЛЬ ПРОДУКТІВ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ В УКРАЇНІ

Досліджується механізм проведення публічних закупівель у сфері забезпечення публічних суб'єктів послугами ДЗЗ. Окреслено переваги централізації публічних закупівель послуг ДЗЗ, що може сприяти економії державних коштів внаслідок усунення дублювання таких закупівель. Під час дослідження акцент робився на різниці продуктів, отриманих у процесі ДЗЗ, закупівля яких може провадитись за різними процедурами, а також подвійності статусу Національного центру управління і випробовування космічних засобів (НЦУВКЗ) як постачальника та посередника у правовідносинах з публічних закупівель. Визначено, що НЦУВКЗ як централізована закупівельна організація збиратиме запити замовників на отримання послуг ДЗЗ, аналізуватиме їх на предмет можливості задовольнити уже наявним власним фондом чи необхідності проведення закупівлі даних ДЗЗ. Аргументовано, що у випадку неможливості надання відповідних послуг з наявних ресурсів фонду даних ДЗЗ, але економічної доцільності щодо закупівлі необроблених даних ДЗЗ, враховуючи зведену заявку публічних споживачів, відповідно до запитів публічних споживачів, НЦУВКЗ виступатиме як централізована закупівельна організація, яка проводитиме публічну закупівлю. Наголошено, що на відміну від інших централізованих закупівельних організацій, договір про закупівлю з переможцем закупівлі укладатиметься НЦУВКЗ, тобто саме він виступатиме замовником. НЦУВКЗ передаватиме безоплатно органам публічної влади та підприємствам, установам, організаціям публічної форми власності створені на підставі закуплених за кошти державного бюджету необроблених даних інформаційні продукти, що найбільше відповідають послугам, із запитом на отримання яких вони звернулися. Запропоновано, що у випадку неможливості та економічної неефективності надання послуг з обробки даних НЦУВКЗ як централізована закупівельна організація організовує в інтересах публічних споживачів закупівлю. Договір про закупівлю укладається між публічним споживачем та переможцем закупівлі. Тобто у цьому випадку НЦУВКЗ виконує посередницьку функцію з організації закупівлі, яка може професійно провести кваліфікацію учасників та визначити найбільш економічно вигідну пропозицію.

Крім того, на основі аналізу вітчизняного законодавства про публічні закупівлі та моделей здійснення закупівель продуктів ДЗЗ в таких космічних державах як США, Австралія, Індія, виявлено декілька процедур, які дозволять уніфікувати пропозиції постачальників за технічними вимогами замовників та оптимізувати витрачання бюджетних коштів. Детально аналізується зарубіжний досвід з використання переліків постачальників у якості передкваліфікаційної системи потенційних учасників публічних закупівель послуг ДЗЗ.

Ключові слова: *публічні закупівлі, перелік постачальників, дистанційне зондування Землі, централізована закупівельна організація.*

Цитування: Гурова А. М., Малолітнева В. К. Інституційно-правова модель публічних закупівель продуктів дистанційного зондування Землі в Україні. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 3 (130). С. 93—107. https://doi.org/10.15407/knit2021.03.093

Відсутність в Україні національної системи дистанційного зондування Землі (далі — ДЗЗ), а також обмежені можливості щодо отримання безоплатно сигналів з іноземних супутників, які можна трансформувати у знімки високої роздільності, не можуть забезпечити у повній мірі потреби українського суспільства в даних ДЗЗ. Цю проблему можна вирішити шляхом закупівель даних ДЗЗ у зарубіжних постачальників-операторів космічних апаратів та дистриб'ютерів з надання супутникових знімків. Такі закупівлі за державні кошти мають здійснюватись відповідно до вимог Закону України «Про публічні закупівлі» (далі — ЗУ «Про публічні закупівлі»). Як у попередніх, так і новій редакції ЗУ «Про публічні закупівлі» від 19.04.2020 р. [10], не встановлено особливостей здійснення закупівель даних ДЗЗ, отже, під час них державні замовники мають дотримуватись загальних положень ЗУ «Про публічні закупівлі», застосовуючи передбачені закупівельні процедури, основною серед яких виступає процедура відкритих торгів.

У системі публічних закупівель даних ДЗЗ є ряд проблем, на одну з яких вказували ще у Концепції проєкту Закону України «Про державне регулювання у сфері дистанційного зондування Землі» [15], і яка полягає у відсутності міжвідомчої координації і кооперації щодо обміну та багатоцільового використання споживачами даних ДЗЗ, закуплених за бюджетні кошти, що призводить до дублювання під час таких закупівель. У свою чергу у Концепції було наголошено на необхідності створення: єдиної системи доступу, міжвідомчого використання, архівування та контролю розповсюдження даних ДЗЗ, закуплених за бюджетні кошти; системи інформаційної взаємодії між органами виконавчої влади, органами місцевого самоврядування та суб'єктами господарювання щодо закупівлі, розповсюдження та комплексного використання даних ДЗЗ. На проблему відсутності належного рівня координації та взаємодії під час закупівель за бюджетні кошти в іноземних компаній-операторів або комерційних дистриб'юторів даних ДЗЗ для відомчих географічних інформаційних систем, що призводить до неефективного витрачання таких коштів, наголошено у роботі [1, с. 18].

Способом уникнення випадків дублювання публічних закупівель даних ДЗЗ може бути централізація закупівель. Відповідно до ч. 13 ст. 11 нової редакції ЗУ «Про публічні закупівлі» замовник може здійснювати закупівлю товару або послуги через централізовану закупівельну організацію (далі — ЦЗО), яка набуває усіх прав та обов'язків замовника. Замовники надають ЦЗО необхідну інформацію про потребу для проведення тендеру та/або закупівель за рамковими угодами відповідно до законодавства. У рішенні про визначення ЦЗО може бути встановлено про обов'язковість для певного переліку замовників закупівлі через неї та/або визначено перелік товарів та/або послуг, закупівля яких через ЦЗО є обов'язковою [14]. Наразі статус ЦЗО має державна установа «Професійні закупівлі», яка закуповує для замовників в основному стандартизовані товари та послуги. Державне космічне агентство, згідно з Розпорядженням КМУ від 25 вересня 2019 р. № 846-р «Про визначення державної установи "Професійні закупівлі" централізованою закупівельною організацією», належить до числа замовників, які обов'язково мають використовувати послуги цієї установи для закупівлі стандартизованих товарів [9].

Зміст запиту на публічну закупівлю замовників продуктів ДЗЗ, як правило, полягає в отриманні інформаційної послуги, яка б вирішувала їхні конкретні задачі, що випливають з їхнього статусу як публічного органу або підприємства, установи, організації. Поряд з цим для забезпечення їхніх потреб слід враховувати специфіку самого предмета закупівлі, адже в результаті ДЗЗ створюються щонайменше два специфічні за технічними параметрами продукти:

1) первинні дані, які отримуються за допомогою апаратури дистанційного зондування, встановленої на борту космічного об'єкта, і які доставляються на Землю з космосу за допомогою телеметрії у вигляді електромагнітних сигналів, фотоплівки, магнітної стрічки або будь-якими іншими способами;

2) проаналізовані дані або інформаційні продукти, тобто інформація, отримана в результаті інтерпретації опрацьованих даних, додатково введених даних і відомостей з інших джерел [8].

Якщо другі мають вигляд звичних для сприйняття кожному інтернет-користувачу Google-карт, то первинні дані — це сигнали, які можуть бути прийняті пристосованими для цього технічними засобами. Оскільки формувати розгалужену систему таких станцій прийому для кожного замовника недоцільно ні з економічної, ні з суто практичної точки зору, було б доцільно передати функцію із закупівлі таких даних для державних потреб ЦЗО, яка має відповідні технології та кваліфікований персонал щодо закупівлі даних ДЗЗ, з метою допомоги замовнику у формулюванні його потреб відповідно до технічних специфікацій, які пропонують постачальники, а також уніфікувати потреби різних замовників. Вказана ідея цілком збігається з моделлю, закріпленою в проєкті Закону України «Про державне регулювання у сфері дистанційного зондування Землі», згідно з якою визначено оператора національної системи, через якого надаються дані ДЗЗ, в тому числі й шляхом їхньої публічної закупівлі [11]. Технологічно зазначеними характеристиками в Україні володіє Національний центр управління і випробування космічних засобів (далі — НЦУВКЗ), підпорядкований Державному космічному агентству України (далі — ДКА України). НЦУВКЗ здійснює весь спектр заходів щодо діяльності у сфері ДЗЗ, включно з експлуатуванням систем ДЗЗ чи окремих їхніх елементів, накопичуванням, обробленням, інтерпретуванням (дешифруванням) та розповсюдженням даних ДЗЗ. НЦУВКЗ може бути центральною закупівельною організацією, адже відповідає абз. 1 п. 1 ч. 3 Постанови КМУ від 27 грудня 2018 р. № 1216 «Про особливості створення та діяльності централізованих закупівельних організацій» [14], тобто є юридичною особою розпорядником коштів державного бюджету. Прикладом набуття статусу централізованої закупівельної організації за предметним принципом є держпідприємство «Медичні закупівлі України».

Власне НЦУВКЗ постійно проводить через Prozorro публічні закупівлі на значні суми. Так, у 2018 р. ним було проведено закупівлю послуг з надання ресурсу супутників ДЗЗ надвисокої розрізненності на суму 30 500 000 грн. Договір про закупівлю за результатом відкритих торгів було укладено з китайською компанією «Чайна Грейт Вол Індастрі Корпорейшн», яка надає відповідні знімки з космічного апарата «SuperView-1» (-01, -02, -03, -04) [5]. А у 2019 р. НЦУВКЗ вже за переговорною процедурою закупило у тієї ж китайської компанії послуги з надання бортового ресурсу супутників ДЗЗ надвисокої розрізненності на суму 27 млн грн. Тобто сам НЦУВКЗ, маючи декілька станцій прийому інформації та керування, може виступати ЦЗО в інтересах публічних споживачів даних ДЗЗ. Оскільки НЦУВКЗ вже закуповує на значні суми державних коштів «сирі» дані надвисокого розділення і може надавати послуги з їхньої обробки, то необхідно визначити перелік замовників, в інтересах яких проведення тендерів та закупівель через ЦЗО є обов'язковим. За допомогою цього уніфікуватимуться замовлення на одні й ті ж продукти публічних закупівель. Враховуючи професіоналізм спеціалістів, які працюють над запитами публічних споживачів, НЦУВКЗ може надавати рекомендації щодо виправлення помилок або пропозиції із внесення змін до таких заявок.

Разом з цим слід підкреслити, що НЦУВКЗ не може виступати ЦЗО за класичною схемою, яка визначена у ЗУ «Про публічні закупівлі», тобто просто як посередник між замовниками та постачальниками, адже він сам є своєрідним єдиним центром доступу до даних ДЗЗ, потужним постачальником продуктів ДЗЗ, який черпає ресурси як за рахунок ринкових механізмів, так і владно-управлінських рішень. Прикладом останніх є отримання НЦУВКЗ доступу до даних супутників «Sentinel» європейської програми дистанційного зондування Землі «Copernicus» на підставі Угоди між Державним космічним агентством України та Європейською комісією від 25.05.2018 р. за умови приєднання до програми «Copernicus» майбутніх українських супутників ДЗЗ, зокрема супутника «Січ-2-1». На виконання цих домовленостей з 01.12.2019 р. запрацював Регіональний дзеркальний сайт програми «Copernicus», який забезпечує вільний доступ всіх бажаючих до матеріалів зйомок території України з супутників «Sentinel-1», «Sentinel-2» та «Sentinel-3» [2].

Таким чином, модель публічних закупівель продуктів ДЗЗ для потреб органів публічної влади, підприємств, установ та організацій публічної форми власності складатиметься з таких етапів:

1) НЦУВКЗ як ЦЗО збиратиме запити замовників на отримання послуг ДЗЗ, аналізуватиме їх на предмет можливості задовольнити уже наявним власним фондом чи необхідності закупівлі або додаткових даних ДЗЗ, або уже готових інформаційних продуктів для задоволення відповідних запитів;

2) у випадку неможливості надання відповідних послуг з наявних ресурсів фонду даних ДЗЗ, але економічної доцільності закупівлі необроблених даних ДЗЗ, враховуючи зведену заявку публічних споживачів у довгостроковій перспективі, відповідно до запитів публічних споживачів НЦУВКЗ виступатиме як ЦЗО, яка проводитиме публічну закупівлю. При цьому, на відміну від інших ЦЗО, договір про закупівлю з переможцем закупівлі укладатиметься НЦУВКЗ, тобто саме він юридично виступатиме замовником;

3) НЦУВКЗ передаватиме безоплатно органам публічної влади та підприємствам, установам, організаціям публічної форми власності створені на основі закуплених за кошти державного бюджету необроблених даних інформаційні продукти, що найбільше відповідають послугам, із запитом на отримання яких вони звернулися;

4) у випадку неможливості та економічної неефективності надання послуг з обробки даних НЦУВКЗ як ЦЗО організовує в інтересах публічних споживачів закупівлю. Договір про закупівлю укладається між публічним споживачем та переможцем закупівлі. Тобто, у цьому випадку НЦУВКЗ виконує посередницьку функцію з організації закупівлі, яка може професійно провести кваліфікацію учасників та визначити найбільш економічно вигідну пропозицію.

Слід вказати, що згідно із ч. 1 ст. 7 проєкту ЗУ «Про державне регулювання у сфері ДЗЗ», центральний орган виконавчої влади, що забезпечує формування та реалізує державну політику у сфері космічної діяльності, координує та організує закупівлі та розповсюдження даних від іноземних космічних апаратів ДЗЗ [11]. Така редакція проєкту закону викликає щонайменше два запитання:

1) чому згідно з цим положенням не визначено можливість бути постачальниками даних ДЗЗ у межах процедури публічних закупівель для вітчизняних приватних компаній;

2) за відсутності досі чіткого розмежування повноважень між Державним космічним агентством та Міністерством стратегічних галузей промисловості із процитованої статті незрозуміло, який із цих органів міг бути уповноважений на здійснення закупівель.

Відповідь на перше питання вважаємо очевидно ствердною з огляду на ключовий принцип публічних закупівель — конкурентність. Друге питання є дещо складнішим. Так, відповідно до п. 20 ст. 18 Закону України «Про центральні органи виконавчої влади» міністр у відносинах з центральним органом виконавчої влади, діяльність якого спрямовується та координується через нього, визначає порядок обміну інформацією між міністерством та центральним органом виконавчої влади, періодичність її подання [16]. Переводячи цей загальний механізм обміну даними на сферу космічної діяльності, Міністр стратегічних галузей промисловості визначає порядок обміну інформацією між Мінстратегпром та ДКА України (та підпорядкованим йому НЦУВКЗ). Проте ні у Постанові КМУ «Про затвердження Положення про Державне космічне агентство України» від 14 травня 2015 р. № 281 з відповідними змінами [12], ні у Постанові КМУ «Деякі питання Міністерства з питань стратегічних галузей промисловості України» від 7 вересня 2020 р. № 819 [4] не визначено порядок такої передачі. Практика безоплатної передачі ДКА України, а точніше НЦУВКЗ як підпорядкованою агентству структурою, інформації, що стосується стану довкілля, визначено Постановою КМУ від 30 березня 1998 р. № 391 «Про затвердження Положення про державну систему моніторингу довкілля». Проте цього недостатньо, адже НЦУВКЗ надає не тільки інформацію про охорони довкілля, яка буде потрібна для публічних суб'єктів, тому Мінекономіки необхідно визначити чітку нормативну базу щодо порядку передачі продуктів ДЗЗ від НЦУВКЗ до публічних

суб'єктів на безоплатній основі. Додамо також, що безоплатність їхнього передання пов'язана з необхідністю уникнення проведення подвійної закупівлі, адже проаналізовані дані міститимуть вартість закупівлі необроблених даних, а додана вартість створюватиметься розпорядником бюджетних коштів.

На підтримку цієї пропозиції слід вказати, що в інших космічних державах також створюються подібні механізми централізованої закупівлі продуктів ДЗЗ. Зокрема, у США одним із прикладів організації таких закупівель ще у 2005 р. можна навести закупівлі Geological Survey's (USGS), який запровадив систему договорів із закупівлі комерційних даних ДЗЗ (Commercial Remote Sensing Data), завдяки чому надавав державним замовникам доступ до даних ДЗЗ, отриманих як із супутників, так й іншими способами. Досвід показав, що централізовані закупівлі даних ДЗЗ давали значну економію державних коштів на федеральному рівні за рахунок знижок внаслідок значних об'ємів закупівель, зменшення зайвих адміністративних витрат та уникнення повторних закупівель. USGS домовлялось про вигідні умови договору від імені замовників, у зокрема про менш обмежувальні ліцензійні умови, які пропонувались комерційними операторами. Зокрема, USGS намагалось домовитись про ліцензійні умови, які б дозволяли поширювати дані у межах загальнодоступного домену. Придбані дані на ліцензійних умовах були прямо доступними, і їх можна було завантажувати через відповідну базу. Учасники обробляли запити щодо наявності даних та підтримували актуальну документацію. Постачальники обирались відповідно до технічних можливостей та досвіду надання таких послуг. Договори укладались на основі критерію ціни та гнучкості ліцензійних умов. Такі договори забезпечували механізм закупівлі як необроблених даних, так і вже готових, які були зібрані постачальниками для своїх клієнтів і тепер пропонувались на перепродаж. За допомогою такої системи забезпечувалась одна точка доступу до комерційних даних ДЗЗ [21]. Мета полягала у наданні даних кваліфікованим користувачам, насамперед федеральним агентствам, безкоштовно або за номінальну вартість необхідних знімків. Обмеження щодо користування/придбання копій зображень визначались ліцензійними умовами постачальника щодо окремих зображень. Замовники могли здійснювати пошук усіх зображень в архіві, але лише належним чином ліцензованих [24]. Іншим прикладом є модель публічних закупівель в Індії, відповідно до якої здійснювати закупівлю в іноземних постачальників даних ДЗЗ та розповсюджувати їх уповноважені лише Національний центр дистанційного зондування та державна компанія «Antrix Corporation Ltd», причому остання визначає умови таких договорів [31].

Вказане засвідчує, що НЦУВКЗ має стати суб'єктом, уповноваженим на проведення публічних закупівель продукції ДЗЗ. Для виконання цих функцій він може використовувати різні механізми, які спрощують здійснення централізованих публічних закупівель та підтримують належний рівень конкуренції, враховуючи особливості ринку даних ДЗЗ в Україні. Особливу увагу, на наш погляд, слід звернути на виявлення якнайширшого кола постачальників, які б задовольняли потреби вітчизняних користувачів у найрізноманітнішому спектрі даних ДЗЗ, з чим наразі, як показує практика, виникає ряд проблем. Так, наприклад, Державна служба України з питань геодезії, картографії та кадастру опублікувала інформацію про результати проведення закупівлі послуг з обробки та постачання супутникових даних. Замовником було обрано переговорну процедуру на підставі відсутності конкуренції (у т. ч. з технічних причин) на відповідному ринку, зазначаючи, що таким характеристикам можуть відповідати лише дані, отримані із супутників «WorldView-2», «WorldView-3», «Geoeye-1». Компанія «Європіен Спейс Імеджін» володіє та керує єдиною європейською наземною супутниковою станцією для прямої передачі задач на супутники та внутрішніх даних із сузір'я супутників «Maxar», до якого належать супутники «WorldView-2», «WorldView-3», «Geoeye-1». Відповідно до листа компанії «Європіен Спейс Імеджін», єдиним авторизованим дистриб'ютером з надання супутникових знімків та продуктів із супутників «WorldView-2», «WorldView-3», «Geoeye-1» в Україні є ТОВ «ТВІС-ІНФО», з

яким було укладено договір про закупівлю. Втім, на закупівлю до Антимонопольного комітету України (далі — АМК України) надійшла скарга про порушення замовником порядку проведення процедури. Так, скаржник вказував, що замовником не визначено наявність конкуренції на ринку послуг з обробки та постачання супутникових даних, тому мала б бути процедура відкритих торгів. Крім того, враховуючи вартість закупівлі 16 177 700.00 грн (616 646 євро), публікація оголошення про закупівлю мала б бути також і англійською мовою відповідно до вимог ЗУ «Про публічні закупівлі». Така вимога спрямована на забезпечення доступу до закупівель зарубіжних постачальників згідно із взятими Україною зобов'язаннями у межах Угоди Світової організації торгівлі (далі — СОТ) про державні закупівлі та Угоди про асоціацію з Європейським Союзом (далі — ЄС). Скаржник також зазначає, що взяти участь у даній закупівлі могли й іноземні учасники. Відсутність оголошення про закупівлю, опису технічних характеристик предмета закупівлі позбавило інших учасників взяти участь у закупівлі. Скаржником також було вказано на двох потенційних вітчизняних учасників, один з яких міг би надати послуги, але є дистриб'ютором інших космічних компаній, які постачають матеріали з іншого супутника «SkySat». У відповідь на вказані аргументи замовник зазначив, що на сьогодні ринок даних ДЗЗ надвисокої роздільності представлено кількома постачальниками, втім, враховуючи необхідність просторової роздільності на місцевості краще 50 см/пкл, такі дані можуть забезпечити лише супутники «WorldView-2», «WorldView-3», «Geoeye-1», офіційним дистриб'ютором яких в Україні є лише переможець закупівлі, внаслідок чого відсутня конкуренція з технічних причин. Супутник «SkySat» може поставляти дані з роздільністю 70 см/пкл, що не відповідає вимогам замовника. Колегія АМК України, перевіривши доводи обох сторін, дійшла висновку, що замовник не довів наявність підстав застосування переговорної процедури, а також того, що забезпечити його потреби може лише ТОВ-переможець (виключно з наведеними технічними характеристиками). На підставі цього колегія АМК України зобов'язала замовника відмінити процедуру закупівлі, наголосивши, що основною процедурою є відкриті торги, в яких на рівних умовах беруть участь як вітчизняні, так і іноземні учасники [7]. Слід підкреслити, що відповідно до даних порталу Prozorro компанії «Israel Aircraft Industries» [25], «China Great Wall Industry Corporation» [20] та «ImageSat International N.V.» [6] тільки за період з кінця 2018 р. та 2019 р. отримали близько 40 млн грн., що підтверджує можливість забезпечення конкурентного вибору постачальника відповідно до технічних спроможностей замовника прийняти відповідний продукт.

Одним із механізмів вирішення відповідної проблеми є формування переліків постачальників даних ДЗЗ. Загальна ідея переліку постачальників (які у законодавстві зарубіжних країн також називаються «кваліфікаційні системи» або «кваліфікаційні переліки») полягає у наявності інформації про потенційних учасників у закупівлях. У різних країнах вони варіюються: можуть бути обов'язковими (mandatory lists) — списки, за якими учасники повинні зареєструватися, щоб мати право укласти контракт, або необов'язковими (optional lists) — переліки, за якими постачальники реєструються для отримання певних переваг (наприклад, для уникнення потреби надавати інформацію більше одного разу для різних закупівель), однак за якими реєстрація не виступає обов'язковою умовою для укладення договору [19, с. 323; 3].

Цікавим для України досвідом організації таких переліків постачальників виступає Австралія. Вибір досвіду даної країни зумовлений тим, що, по-перше, у Австралії, як і в Україні, відсутні національні космічні апарати ДЗЗ, які б були створені та експлуатувались за рахунок державних коштів і надавали дані високої роздільної здатності. По-друге, Австралія у травні 2019 р. стала учасницею Угоди СОТ про державні закупівлі, членом якої з 2016 р. виступає і Україна. Це має важливе значення для аналізу особливостей правового регулювання, враховуючи взяті у межах даної Угоди зобов'язання про недискримінацію та забезпечення рівного доступу до закупівель учасникам з країн-сторін даної Угоди.

Згідно з доповіддю 2015 р. австралійські замовники зазвичай використовували дані ДЗЗ не на систематичній основі та не за допомогою довгострокових договорів. Це свідчило про випадковий характер вимог та потребу користувачів у збалансованості бюджету. Отже, координація постачання даних виступала для Австралії необхідним для вирішення завданням. Defence Imagery and Geospatial Organization (Організація щодо отримання геопросторових даних для потреб оборони), а також Geoscience Australia, яка є агенцією Австралійського уряду, заснували спеціальну систему з кооперативних публічних закупівель (the Optical, Geospatial, Radar, and Elevation Supplies and Services Panel (OGRE), яку було створено для забезпечення більш ефективного придбання та використання комерційних даних ДЗЗ і супутніх послуг, а також для заохочення більшої координації та співпраці у межах всіх рівнів Австралійського уряду. Австралійські урядові агенції могли закуповувати через дану систему широкий спектр комерційних оптичних, геопросторових та радіолокаційних даних. Враховуючи широкий спектр даних та послуг, які могли закуповуватись через систему, вони були розподілені на три рівні, при цьому перехід до кожного з нижчих рівнів визначався позицією, яка обралася на вищому: 1) оптичні, геопросторові, радіолокаійні; 2) дані чи послуги; 3) висока чи середня роздільна здатність.

Доступ до даної системи забезпечувався Geoscience Australia для всіх рівнів державних замовників, від федеральних органів, відомств та агенцій до місцевих органів, відомств, агенцій та підприємств. Недержавні організації не мали доступу до системи та повинні були закуповувати дані ДЗЗ іншими шляхами [22]. Передбачалось, що зацікавлені учасники могли подаватись для приєднання до системи у будь-який час протягом року. Постачальник мав надати ряд документів, тобто пройти своєрідну попередню кваліфікацію [27]. Згодом у систему надходив запит відповідної агенції про потребу в даних ДЗЗ, який потім надсилався зареєстрованим постачальникам. При цьому такий запит замовника оцінювався спеціалістами системи, які могли надати відповідні рекомендації замовнику. У межах системи відбувався запит пропозицій серед кваліфікованих постачальників на основі всіх принципів законодавства про публічні закупівлі, що включало ефективне використання державних коштів та конкуренції. Пропозиції постачальників оцінювались за декількома показниками: відповідність специфікаціям, конкурентна ціна та умови подальшого користування даними. Тобто, на момент самої реєстрації у системі постачальниками цінові пропозиції не подаються. Якщо загально описати: вже є певний список кваліфікованих постачальників, і у випадку потреби у відповідних даних ДЗЗ замовник звертається до цього списку і проводить відбір, але вже без проведення оцінювання самих постачальників.

Система функціонувала з 2010 р. по 2017 р. Згідно зі звітом про діяльність системи у 2012—2013 рр. у її межах було виконано 82 договори про закупівлю вартістю 5 822 686 дол. США та придбано 19.3 терабайтів даних. Частину даних було перерозподілено серед декількох агенцій. Ці дані були придбані у межах домовленостей, які реалізовували концепцію «купуй один раз і використовуй багато разів» [28].

За даними 2015 р. з часу свого створення (2010 р.) система сприяла закупівлі австралійськими державними замовниками даних спостереження Землі та послуг вартістю понад 20 млн дол. США та перерозподілила державним агенціям дані вартістю більш ніж 11.7 млн дол. США [33]. Geoscience Australia забезпечувала доступ до даних на більш ефективних ліцензійних умовах, зменшуючи бар'єри для обміну та повторного використання придбаних через систему даних державними замовниками. Це здійснювалось шляхом забезпечення функціонування бази даних, придбаних через систему. Дані могли бути перерозподілені користувачам системи за умови дотримання ліцензійних умов, відповідно до яких вони були придбані. Серед переваг системи зазначали допомогу менш грамотним технічно агенціям у закупівлях даних ДЗЗ, скорочення дублювання державних закупівель, що вело до підвищення ефективності використання державних ресурсів [22].

Наразі у штаті Австралії Новий Південний Уельс у 2018 р. створено та до 2023 р. діє схожа

система проходження попередньої кваліфікації постачальників надання даних та обладнання ДЗЗ [32]. Вона була започаткована у межах реформи публічних закупівель штату, метою якої виступає спрощення доступу малих та середніх підприємств до закупівель. Система включає два види переліків постачальників: для учасників договорів про закупівлю з низьким рівнем ризику та вартістю 150 тис. дол. США кожна та для учасників договорів з високим ступенем ризику вартістю понад 150 тис. дол. США. Постачальники можуть подаватися до двох переліків відповідно до їхніх можливостей. Залежно від цих варіантів переліків встановлюються різні кваліфікаційні вимоги. Також у системі передбачено можливість реєстрації за трьома категоріями: послуги з аерозйомки; дані та їхня обробка; обладнання та програмне забезпечення ДЗЗ. Категорія «дані та їхня обробка» включає субкатегорії: збір та обробка супутникових даних, збір та обробка даних, отриманих за допомогою аерофотозйомки, системи LiDAR, радарів та батиметричної зйомки. Кожен зацікавлений постачальник проходить кваліфікацію у межах своєї категорії. Поданий ним запит оцінюється спеціально створеним органом з оцінки. Серед умов проходження кваліфікації висувається надання позитивних відгуків про досвід надання відповідних послуг. Використання даної системи для замовників і постачальників не є обов'язковим для проведення закупівлі. Втім, в інформації про систему замовникам рекомендується закликати потенційних постачальників до реєстрації у системі. Станом на 30 січня 2020 р. у системі вже зареєстровано 30 постачальників, три з яких є зарубіжними [23].

Основними перевагами такої системи вважають онлайн-реєстрацію постачальників, що спрощує тривалі тендерні процеси. Постачальник сам заповнює відповідну анкету та подає запит на реєстрацію у будь-який час, що надає постійний доступ державним замовникам до нових постачальників та технологій. Кількість зареєстрованих постачальників не є обмеженою. Для замовників переваги полягають в оптимізації тендерних процесів, коли замовник звертається до вже попередньо кваліфікованих постачальників, і не потрібно кожного разу у виникненні потреби у даних оцінювати кваліфікацію постачальників. У межах даної системи замовниками проводяться конкурентні запити на подання свої пропозицій.

У ст. IX Угоди СОТ про державні закупівлі передбачено право країн-сторін Угоди вести реєстраційну систему постачальників, відповідно до якої зацікавлені учасники повинні зареєструватися та надавати певну інформацію. У ст. I Угоди закріплено поняття «перелік багаторазового використання (multi-use list)», що визначається як список постачальників, яких замовник визнав такими, що відповідають умовам участі у такому переліку, і який замовник має намір використати більше одного разу [3, с. 36]. Так, у Акті про закупівлі № 45 штату Австралії Новий Південний Уельс прямо закріплено таке поняття як закупівельний перелік, що передбачає список відповідних постачальників (включаючи постачальників обраних за допомогою попередньої кваліфікації), призначений для неодноразового використання одним або декількома державними замовниками [30].

У зарубіжній науковій літературі наголошується на тому, що використання таких переліків багаторазового використання не є обмеженням конкуренції, адже незареєстровані постачальники можуть завжди подати заявку на включення до переліку, якщо вони дізналися про закупівлю у інший спосіб, ніж передбачений законодавством про закупівлі [19, с. 328]. Так, в Австралії на початку роботи системи OGRE передбачалось, що оголошення про запрошення та відбір постачальників до неї буде публікуватись та проводитись двічі на рік, однак згодом було внесено зміни, і система була відкритою для зацікавлених постачальників на постійній основі, тобто постачальник міг подати запит на проходження кваліфікаційної процедури та бути включеним до переліку у будь-який час.

Використання списків постачальників може сприяти економії грошей (як для постачальників, так і для замовників), більшій конкуренції та ефективному управлінню інформацією [19, с. 324]. Така економія грошей включає:

1) зменшення витрат внаслідок скасування потреби проводити збір та оцінювати кваліфікаційну інформацію для кожної окремої закупівлі;

2) доступ до інформації для термінових закупівель;

3) зменшення витрат для постачальників під час пошуку інформації про закупівлю (що може бути надана автоматично зареєстрованим постачальникам).

Як зазначає С. Арроусмітт, перелічені переваги збільшуються, коли декілька замовників використовують спільний перелік постачальників, який дозволяє об'єднати інформацію про них [18, с. 33; 3, с. 36]. Тобто, створення таких переліків не суперечать положенням Угоди СОТ про державні закупівлі, втім важливо, щоб вони не обмежували конкуренцію. Згідно з ч. 7. IX Угоди СОТ про державні закупівлі, оголошення про запрошення зацікавлених учасників подавати заявку для включення до відповідних списків має бути опубліковано у переліку видань або електронних платформах, де розміщується інформація про закупівлі країни. І такий перелік видань зазначається у Додатку III до Угоди, для того, щоб країни-учасниці мали оперативний доступ до інформації про потенційні закупівельні можливості (https://e-gpa.wto.org/en/ContactInformation).

У ЗУ «Про публічні закупівлі» не передбачено можливості створення та використання переліків постачальників. Однак слід вказати про таку новелу у спеціальному нещодавно прийнятому Законі Україні «Про оборонні закупівлі», в якому з'явилося нове поняття «електронний реєстр учасників відбору та виконавців державних контрактів (договорів)», і яке визначається як система накопичення, обробки, обліку, захисту та надання даних інформації про учасників відбору та виконавців державних контрактів, договорів. З аналізу норм даного Закону можна дійти висновків, що за своєю сутністю такі реєстри є подібними до переліків постачальників, які пропонується запровадити у даному дослідженні у сфері ДЗЗ. Втім, слід зазначити, що такі реєстри можуть поки що використовуватись лише під час здійснення закупівель товарів, робіт і послуг оборонного призначення окремими замовниками.

Створення та використання переліків постачальників є схожим на нову процедуру торгів з обмеженою участю, яка передбачена ст. 36 нової редакції ЗУ «Про публічні закупівлі». Основна мета цієї процедури полягає у необхідності на першому етапі провести кваліфікаційний відбір учасників, і на другому етапі відібрані учасники вже подають свої цінові пропозиції. Однак процедура передбачає встановлення обов'язково всіх кваліфікаційних критеріїв до учасника, що передбачені ст. 16 ЗУ «Про публічні закупівлі», за загальним правилом замовники мають право встановлювати один із критеріїв. Так, наприклад, п. 1 ч. 2 ст. 16 ЗУ «Про публічні закупівлі» встановлює такий критерій, як наявність в учасника закупівлі обладнання, матеріально-технічної бази та технологій. Втім, у випадку закупівлі даних ДЗЗ така вимога може виступити перешкодою для здійснення закупівлі, враховуючи відсутність в Україні власних національних космічних апаратів для ДЗЗ, що надають дані з високою роздільністю. Крім того, умовою даної процедури є участь на етапі кваліфікації не менше чотирьох учасників. Враховуючи специфіку ринку закупівель даних ДЗЗ, у першу чергу отриманих з супутників, є ймовірність меншої кількості учасників саме для однієї окремої процедури. У випадку списків постачальників зацікавлені учасники можуть приєднуватись у будь-який час після проходження кваліфікаційного відбору. Тобто, такий список може поступово наповнюватись. Наприклад, в Австралії на початку роботи системи OGRE було 27 учасників, на кінець її функціонування, тобто за сім років, у ній було зареєстровано 60 учасників, 11 з яких зарубіжні [34].

Така передкваліфікація за своїми цілями є подібною до електронних каталогів, які на сьогодні діють в Україні для допорогових закупівель, тобто тих, що за вартістю не перевищують 200 тис. грн для товарів і послуг, а також 1.5 млн грн для робіт і для замовників, що здійснюють діяльність в окремих, визначених Законом, сферах діяльності — 1 млн грн для товарів і послуг та 5 млн грн для робіт. Такі каталоги виступають інтернет-магазинами для державних замовників, де розміщують за певними категоріями товарів свої пропозиції вже включені за результатами перевірки та кваліфікації учасники. Втім, система спрямована переважно на стандартизовані

товари, які не постачаються за окремо розробленою специфікацією.

Такі переліки постачальників можуть забезпечувати більшу конкуренцію із поступовим технологічним розвитком НЦУВКЗ, який зможе приймати дані з більшої кількості різних супутників, адже наразі вищеописану закупівлю даних ДЗЗ було здійснено з китайською компанією за переговорною процедурою без проведення відкритих торгів з обґрунтуванням відсутності конкуренції з технічних причин, оскільки станції прийому даних вже були облаштовані необхідним обладнанням та програмним забезпеченням, які є сумісними саме із супутником даної китайської компанії. Отже, зміна постачальника може бути дороговартісною, що потребуватиме нового облаштування під конкретний супутник. Втім, постійні відносини лише з одним постачальником можуть істотно вплинути на рівень конкуренції, і призводити до порушення взятих міжнародних зобов'язань у сфері закупівель.

Іншим механізмом, спрямованим на забезпечення формування сталого висококваліфікованого пулу постачальників, відібраних на конкурентних засадах, є використання рамкових угод. Так, рамкова угода укладається з метою визначення основних умов закупівлі окремих товарів і послуг та є угодою сторін про наміри щодо проведення у подальшому відборі замовником та участі у них учасників процедури закупівлі, у разі проведення яких учасники, визначені переможцями, матимуть право подавати свої пропозиції на відбір, за результатами якого укладатиметься договір про закупівлю. Відповідно до Порядку укладання і виконання рамкових угод, затвердженого наказом Міністерства економічного розвитку і торгівлі України від 15.09.2017 р. №1372, закупівля за рамковими угодами може здійснюватися як окремо замовником, так і ЦЗО в інтересах замовників [13]. Через рамкові угоди доцільно закупати ті товари/послуги, які мають циклічний або системний характер, коли замовник планує регулярно замовляти певні товари і послуги. Рамкова угода може укладатись на чотири роки. Такий механізм сприяє економії часу, адже рамкова угода укладається лише раз, а потім при виникненні у замовника необхідності достатньо оголосити аукціон на закупівлю. При цьому вже не потрібно кожного разу учасникам подавати документацію та проходити кваліфікацію, а замовникам перевіряти документи, довідки учасників тощо [17]. Для забезпечення конкуренції і попередження випадків виключення конкуренції на строк дії рамкової угоди, що може становити аж чотири роки, рамкова угода укладається з кількома постачальниками (мінімум три), і для укладення рамкової угоди використовується процедура відкритих торгів з публікацією про неї англійською мовою.

Коротко кажучи, процес закупівель за рамковими угодами складається з двох етапів:

1-й етап — проведення процедури відкритих торгів з публікацією англійською мовою для постачальників у рамковій угоді. Учасники подають свої тендерні пропозиції, проходять передкваліфікацію, а потім змагаються в аукціоні щодо ціни. Угода укладається з кількома переможцями. Під час оголошення про рамкову угоду замовник визначає максимальну кількість учасників, з якими він має намір укласти таку угоду. Якщо він визначив, наприклад, п'ять учасників, а прийшло сім, замовник допускає всіх до оцінки, але вже за результатами кваліфікації та цінового аукціону він може з цих семи учасників визначити лише п'ять переможців.

2-й етап — проведення за спрощеною процедурою аукціону серед відібраних постачальників для укладення договору про закупівлю. Під час аукціону учасники можуть залишити ціну (за одиницю) незмінною або зменшити її.

У випадку закупівлі даних ДЗЗ з метою координації та ефективного використання державних коштів є можливим проведення закупівель за рамковими угодами саме ЦЗО в інтересах декількох замовників. Втім, у даному випадку вирішальну роль має відігравати етап планування закупівель. Так, згідно з дослідженням 2017 р. з метою оцінки потреб державних користувачів в інформації ДЗЗ проведено збір та систематизацію міністерств, служб, агентств, інспекцій та обласних державних адміністрацій і сформовано Зведену заявку з моніторингу території України засобами ДЗЗ. Заявка відображає визначені 59 органами державного управління тематичне за-

вдання з деталізацією: періодичність, рівня обробки даних, площі території та орієнтовної вартості їхньої зйомки. Згідно з цим дослідженням потреба у щоденному отриманні даних ДЗЗ становить 6 %; щотижневих — 25 %; щомісячних — 21 %; щоквартальних — 21 %, щорічних — 27 % [1, с. 19]. Тобто, закупівлі даних ДЗЗ мають системний та регулярний характер, що може слугувати основою для укладення рамкових угод. Крім того, за критерієм просторового розрізнення розподіл потреб державних органів був таким: висока — 29 %; середня — 46 %; низька — 25 %. У цьому контексті можуть бути укладені різні рамкові угоди за критерієм просторового розрізнення даних: для високого, середнього та низького. Постачальник має право бути учасником декількох рамкових угод. На основі таких сформованих заявок ЦЗО зможе об'єднувати потреби в одних і тих же даних різних замовників і закуповувати дані відповідного просторового розрізнення за принципом «одна закупівля для всіх», а не як це відбувається на практиці, коли кожен замовник закуповує окремо дані однакових характеристик. Аналіз електронної платформи з публічних закупівель ЄС виявив декілька оголошень про закупівлю даних ДЗЗ із залученням саме механізму рамкових угод (Італія, Португалія) [26, 29].

Ґрунтуючись на викладених вище результатах дослідження, можемо запропонувати таку модель інституційно-правового механізму забезпечення публічних закупівель в Україні продуктів, створених в результаті ДЗЗ:

1. Центральним суб'єктом правовідносин з публічних закупівель продуктів ДЗЗ має бути НЦУВКЗ, який матиме подвійний статус: постачальника послуг ДЗЗ та централізованої закупівельної організації стосовно закупівлі даних, які не перебувають в його фондах. Крім того, другий із статусів покладатиме на НЦУВКЗ функції аналітичного центру щодо уніфікації потреб замовників, віднайдення пропозицій постачальників, які найбільше відповідатимуть їхнім потребам. Недоцільність розподілення цих функцій між різними інституціями зумовлена тим, що потреби у послугах ДЗЗ публічних суб'єктів задовольнятимуться переважно з фондів НЦУВКЗ, і лише у випадку відсутності в них необхідної інформації, а також економічної нерентабельності закупівлі необроблених даних та техніки для їхнього прийому, НЦУВКЗ за рахунок своїх фахових знань про ринок послуг ДЗЗ виступатиме як посередник, який знаходить для публічних суб'єктів пропозиції постачальників, які найкраще задовольнятимуть їхні потреби.

2. У світовій практиці оптимізація таких пошуків та гарантування якості пропонованої продукції забезпечується за допомогою одного з двох подібних механізмів: а) формування переліків постачальників; б) укладання рамкових угод. В обох постачальники проходять процедури передкваліфікації, за рахунок чого забезпечується одночасно належний рівень конкуренції процедури їхнього відбору, що відповідає взятим Україною перед СОТ зобов'язанням, а також звуження кола постачальників відповідно до специфікацій замовників, що гарантує якість та оперативність надання відповідних послуг. Законодавство про публічні закупівлі в Україні пішло за моделлю укладання рамкових угод ЦЗО. Разом з тим вважаємо за доцільне наголосити на перевазі першого механізму, яка полягає у постійному оновленні відкритого списку. Вказане дає більшу свободу у виборі пропозицій постачальників, що досить актуально для ринку послуг, технології і якість яких дуже швидко змінюються, чого не гарантують укладені на кілька років рамкові угоди.

Роботу підготовлено у межах Програми «Гранти НАН України дослідницьким лабораторіям/групам молодих вчених НАН України для проведення досліджень за пріоритетними напрямами розвитку науки і техніки 2020—2021 рр.» за темою наукового проєкту «Правові та організаційні аспекти використання аерокосмічної зйомки для дослідження і охорони археологічної спадщини України», а саме його етапу 1. «Міжнародно-правові засади і зарубіжний досвід організації використання дистанційного зондування Землі та аерокосмічної зйомки для дослідження та охорони археологічної спадщини. Сучасний стан правового регулювання і організації використання дистанційного зондування та аерокосмічної зйомки для дослідження та охорони археологічної спадщини в Україні».

ЛІТЕРАТУРА

1. Бутко І. М., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Харченко С. П. Інформація дистанційного зондування Землі в системі державного управління: сучасний стан та перспективи. *Космічна наука і технологія*. 2017. **23**, № 2. С. 17—23. doi: https://doi.org/ 10.15407/knit2017.02.017.
2. В Україні розпочав роботу Регіональний центр програми Європейського Союзу «Copernicus». URL: http://spacecenter.gov.ua/news/v-ukraini-rozpochav-robotu-regionalnij-centr-programi-ievropejskogo-sojuzu-copernicus.html (дата звернення: 11.02.2020).
3. Груцинова В. К. Сутність переліків постачальників згідно з Угодою з державних закупівель СОТ. *Підприємництво, господарство і право*. 2013. № 6. С. 36—40.
4. Деякі питання Міністерства з питань стратегічних галузей промисловості України: Постанова Кабінету Міністрів України від 7 вересня 2020 р. № 819. *Офіційний вісник України*. 2020. № 75. Ст. 2381.
5. Закупівля послуг з надання ресурсу супутників дистанційного зондування Землі надвисокої розрізненості. URL: https://prozorro.gov.ua/tender/UA-2018-06-26-000749-c (дата звернення: 11.02.2020).
6. Компанія ImageSat International N.V. Clarity-project. URL: https://clarity-project.info/tenderer/560015638 (дата звернення: 11.02.2020).
7. Послуги з обробки та постачання супутникових даних. URL: https://prozorro.gov.ua/tender/UA-2019-12-10-004666-b (дата звернення: 11.02.2020).
8. Принципы, касающиеся дистанционного зондирования Земли из космического пространства: Приняты резолюцией 41/65 Генеральной Ассамблеи от 3 декабря 1986 г. ООН. URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/earth_remote_sensing.shtml (дата звернення: 11.02.2020).
9. Про визначення державної установи «Професійні закупівлі» централізованою закупівельною організацією: Розпорядження Кабінету Міністрів України від 25.09.2019 р. № 846-р. *Офіційний вісник України*. 2019. № 77. Ст. 2660.
10. Про внесення змін до Закону України «Про публічні закупівлі» та деяких інших законодавчих актів України щодо вдосконалення публічних закупівель: Закон України від 19.09.2019 р. № 114-IX. *Відомості Верховної Ради України*. 2019. № 45. Ст. 289.
11. Про державне регулювання у сфері дистанційного зондування Землі: Проект Закону України. URL: http://www.drs.gov.ua/wp-content/uploads/2018/05/6358-02.05.2018.pdf (дата звернення: 11.02.2020).
12. Про затвердження Положення про Державне космічне агентство України: Постанова Кабінету Міністрів України від 14 травня 2015 р. № 281. *Офіційний вісник України*. 2015. № 40. Ст. 1201.
13. Про затвердження Порядку укладання і виконання рамкових угод: Наказ Міністерства економічного розвитку і торгівлі України від 15.09.2017 р. № 1372. *Офіційний вісник України*. 2017. № 88. Ст. 2706.
14. Про особливості створення та діяльності централізованих закупівельних організацій: Постанова Кабінету Міністрів України від 27 грудня 2018 р. № 1216. *Офіційний вісник України*. 2019. № 24. Ст. 841.
15. Про схвалення Концепції проекту Закону України «Про державне регулювання у сфері дистанційного зондування Землі»: Розпорядження Кабінету Міністрів України від 28.08.2013 р. № 657-р. *Урядовий кур'єр*. 2013. № 173.
16. Про центральні органи виконавчої влади: Закон України від 17.03.2011 р. № 3166-VI. *Відомості Верховної Ради України*. 2011. № 38. Ст. 385.
17. Що таке Рамкова угода? Її переваги, етапи. URL: https://zakupki.com.ua/shho-take-ramkova-ugoda-yiyi-perevagy-etapy.html (дата звернення: 11.02.2020).
18. Arrowsmith S. Public procurement: an appraisal of the UNCITRAL Model Law as a global standard. *Int. and Comp. Law Quarterly*. 2004. № 53. P. 1—46.
19. Arrowsmith S. The revised agreement on government procurement: changes to the procedural rules and other transparency provisions. The WTO regime on government procurement: Challenges and reforms; Eds Arrowsmith S., Anderson R. Great Britain: Cambridge University Press, 2011, P. 285—336.
20. China Great Wall Industry Corporation. URL: https://prozorro.gov.ua/tender/search/?query =China%20Great%20Wall%20Industry%20Corporation (дата звернення: 11.02.2020).
21. Commercial Remote Sensing Data Contract. URL: https://pubs.usgs.gov/fs/2005/3010/report.pdf (дата звернення: 11.02.2020).
22. Cooperative Panel for Optical, Geospatial, Radar and Elevation Supplies and Services (OGRE). Australian Government. Geoscience Australia. URL: http://www.ga.gov.au/ webtemp/image_cache/ GA18981.pdf (дата звернення: 11.02.2020).
23. Current Registered Suppliers — SCM5841. NSW Government. URL: https://tenders.nsw. gov.au/?event=public.scheme.viewApprovedVendors&RFTUUID=74F32531-D4C2-7E6B-6D40D1FB8103AB0D (дата звернення: 11.02.2020).

24. Doescher S. W., Ristyb R., Sunne R. H. Use of commercial remote sensing satellite data in support of emergency response. ISPRS Workshop on Service and Application of Spatial Data Infrastructure. P. 122. URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.222.5164&rep= rep1&type=pdf (дата звернення: 11.02.2020).
25. EROS-B. URL: https://prozorro.gov.ua/plan/search/?query=EROS-B (дата звернення: 11.02.2020).
26. Italy-Ispra: Framework Contract for the Supply of Satellite Remote Sensing Data and Associated Services. URL: https://ted.europa.eu/udl?uri=TED:NOTICE:611325-2019:TEXT:EN:HTML&src=0 (дата звернення: 11.02.2020).
27. Optical, Geospatial, Radar and Elevation Supplies and Services (OGRE). Annual Report 2011—2012. Australian Government. Geoscience Australia. URL: https://d28rz98at9flks.cloudfront.net/74630/74630.pdf (дата звернення: 11.02.2020).
28. Optical, Geospatial, Radar, and Elevation Supplies and Services Panel (OGRE). Australian Government. Geoscience Australia. Geoscience. Annual Report 2012—2013. URL: https://d28rz98at9flks.cloudfront.net/78944/78944.pdf (дата звернення: 11.02.2020).
29. Portugal-Lisbon: Provision of satellite images and value added products. URL: https://ted.europa.eu/udl?uri=TED:NOTICE:220636-2018:TEXT:EN:HTML (дата звернення: 11.02.2020).
30. Public Works and Procurement Act 1912 № 45. NSW Legislation. URL: https://www.legislation.nsw.gov.au/#/view/act/1912/45/part11 (дата звернення: 11.02.2020).
31. 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: 11.02.2020).
32. Remote Sensing Services and Equipment Prequalification Scheme. NSW Government. URL: https://tenders.nsw.gov.au/?event=public.scheme.show&RFTUUID=74F32531-D4C2-7E6B-6D40D1FB8103AB0D (дата звернення: 11.02.2020).
33. Risks of Data Supply of Earth Observation from Space for Australia. Report prepared for the Cooperative Research Centre for Spatial Information. 2015. P. 25. URL: http://www.crcsi.com.au/assets/Program-2/Risks-of-Data-Supply-of-Earth-Observations-from-Space-for-Australia-Symbios-Communications-Final.pdf (дата звернення: 11.02.2020).
34. Standing Offer Notice View — SON355807. Australian Government. URL: https://www.tenders.gov.au/Son/Show/15FC1B30-D3C3-03C2-B821-918E2911C416 (дата звернення: 11.02.2020).

Стаття надійшла до редакції 11.02.2020

REFERENCES

1. Butko I. M., Mamarev V. M., Ozhinsky V. V., Kharchenko S. P. (2017). Information of remote sensing of the Earth in the system of public administration: current status and prospects. *Space Science and Technology*, **23**, № 2, 17—23. doi: https://doi.org/ 10.15407 / knit2017.02.017.
2. The Copernicus Regional Center of the European Union Program has started operating in Ukraine. URL: http://spacecenter.gov.ua/news/v-ukraini-rozpochav-robotu-regionalnij-centr-programi-ievropejskogo-sojuzu-copernicus.html (Last accessed: 11.02.2020).
3. Hrutsynova V. K. (2013). The essence of the lists of suppliers in accordance with the Agreement on Public Procurement of the WTO. *Entrepreneurship, Economy and Law*, № 6, 36—40.
4. Some issues of the Ministry of Strategic Industries of Ukraine: Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine of September 7, 2020 № 819 (2020). *Official Gazette of Ukraine*, № 75, St. 2381.
5. Procurement of services for the provision of ultra-high resolution remote sensing satellites. URL: https://prozorro.gov.ua/tender/UA-2018-06-26-000749-c (Last accessed: 11.02.2020).
6. ImageSat International N.V. Clarity-project. URL: https://clarity-project.info/tenderer/560015638 (Last accessed: 11.02.2020).
7. Satellite data processing and supply services. URL: https://prozorro.gov.ua/tender/UA-2019-12-10-004666-b (Last accessed: 11.02.2020).
8. Principles concerning the remote sensing of the Earth from outer space, Adopted by UN General Assembly resolution 41/65 of 3 December 1986. URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/earth_remote_sensing.shtml (Last accessed: 11.02.2020).
9. On the definition of the state institution “Professional Procurement” by a centralized procurement organization: Order of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated 25.09.2019 № 846-r (2019). *Official Gazette of Ukraine*, № 77, St. 2660.
10. On Amendments to the Law of Ukraine “On Public Procurement” and some other legislative acts of Ukraine on improving public procurement: Law of Ukraine of September 19, 2019 № 114-IX (2019). *Bull. Verkhovna Rada of Ukraine*, № 45, St. 289.

11. On state regulation in the field of remote sensing of the Earth: Draft Law of Ukraine. URL: http://www.drs.gov.ua/wp-content/uploads/2018/05/6358-02.05.2018.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
12. On approval of the Regulation on the State Space Agency of Ukraine: Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine of May 14, 2015 № 281 (2015). *Official Gazette of Ukraine*, № 40, Art.1201.
13. On approval of the Procedure for concluding and implementing framework agreements: Order of the Ministry of Economic Development and Trade of Ukraine dated 15.09.2017 № 1372 (2017). *Official Gazette of Ukraine*, № 88, St. 2706.
14. On the peculiarities of the establishment and operation of centralized procurement organizations: Resolution of the Cabinet of Ministers of Ukraine of December 27, 2018 № 1216 (2019). *Official Gazette of Ukraine*, № 24, St. 841
15. On approval of the Concept of the draft Law of Ukraine "On state regulation in the field of remote sensing of the Earth": Order of the Cabinet of Ministers of Ukraine dated 28.08.2013 № 657-r (2013). *Government Courier*, № 173.
16. On central executive bodies: Law of Ukraine of March 17, 2011 № 3166-VI (2011). *Bull. Verkhovna Rada of Ukraine*, № 38, St. 385.
17. What is a Framework Agreement? Its advantages, stages. URL: https://zakupki.com.ua/shho-take-ramkova-ugoda-yiyi-perevagy-etapy.html (Last accessed: 11.02.2020).
18. Arrowsmith S. (2004). Public procurement: an appraisal of the UNCITRAL Model Law as a global standard. *Intl. and Comp. Law Quarterly*, № 53, 1—46.
19. Arrowsmith S. (2011). The Revised Agreement on Government Procurement: Changes to the Procedural Rules and Other Transparency Provisions. The WTO regime on government procurement: Challenges and Reforms; Eds S. Arrowsmith, R. Anderson. Great Britain: Cambridge University Press, 285—336.
20. China Great Wall Industry Corporation. URL: https://prozorro.gov.ua/tender/ search/?query= China%20Great%20 Wall%20Industry%20Corporation (Last accessed: 11.02.2020).
21. Commercial Remote Sensing Data Contract. USGS. URL: https://pubs.usgs.gov/fs/2005/3010/ report.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
22. Cooperative Panel for Optical, Geospatial, Radar and Elevation Supplies and Services (OGRE). Australian Government. Geoscience Australia. URL: http://www.ga.gov.au/webtemp/ image_cache/GA18981.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
23. Current Registered Suppliers — SCM5841. NSW Government. URL: https://tenders.nsw.gov.au/?event= public.scheme.viewApprovedVendors&RFTUUID=74F32531-D4C2-7E6B-6D40D1FB8103AB0D
24. Doescher S. W., Ristyb R., Sunne R. H. Use of commercial remote sensing satellite data in support of emergency response. ISPRS Workshop on Service and Application of Spatial Data Infrastructure. P. 122. URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.222.5164&rep= rep1&type=pdf (Last accessed: 11.02.2020).
25. EROS-B. URL: https://prozorro.gov.ua/plan/search/?query=EROS-B (Last accessed: 11.02.2020).
26. Italy-Ispra: Framework Contract for the Supply of Satellite Remote Sensing Data and Associated Services. URL: https://ted.europa.eu/udl?uri=TED:NOTICE:611325-2019:TEXT:EN:HTML&src=0 (Last accessed: 11.02.2020).
27. Optical, Geospatial, Radar and Elevation Supplies and Services (OGRE). Annual Report 2011—2012. Australian Government. Geoscience Australia. URL: https://d28rz98at9flks.cloudfront.net/74630/74630.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
28. Optical, Geospatial, Radar, and Elevation Supplies and Services Panel (OGRE). Australian Government. Geoscience Australia. Geoscience. Annual Report 2012—2013. URL: https://d28rz98at9flks.cloudfront.net/78944/78944.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
29. Portugal-Lisbon: Provision of satellite images and value added products. URL: https://ted. europa.eu/udl?uri=TED:NOTICE:220636-2018:TEXT:EN:HTML (Last accessed: 11.02.2020).
30. Public Works and Procurement Act 1912 № 45. NSW Legislation. URL: https://www.legislation.nsw.gov.au/#/view/act/1912/45/part11 (Last accessed: 11.02.2020).
31. Remote Sensing Data Policy. URL: https://www.indiawaterportal.org/sites/indiawaterportal.org/ files/Remote_sensing_data_policy_2011_released_by_ISRO.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
32. Remote Sensing Services and Equipment Prequalification Scheme. NSW Government. URL: https://tenders.nsw.gov.au/?event=public.scheme.show&RFTUUID=74F32531-D4C2-7E6B-6D40D1FB8103AB0D (Last accessed: 11.02.2020).
33. Risks of Data Supply of Earth Observation from Space for Australia (2015). Report prepared for the Cooperative Research Centre for Spatial Information. P. 25. URL: http://www.crcsi.com.au/assets/Program-2/Risks-of-Data-Supply-of-Earth-Observations-from-Space-for-Australia-Symbios-Communications-Final.pdf (Last accessed: 11.02.2020).
34. Standing Offer Notice View — SON355807. Australian Government. URL: https://www.tenders.gov.au/Son/Show/15FC1B30-D3C3-03C2-B821-918E2911C416 (Last accessed: 11.02.2020).

Received 11.02.2020

A. M. Hurova[1], Researcher, Ph. D. of Law
ORCID: 0000-0003-4134-761x
E-mail: a.m.hurova@gmail.com
V. K. Malolitneva[2], Scientific Secretary, Ph. D. of Law
ORCID: 0000-0001-9678-1750
E-mail: vestamalolitneva@gmail.com

[1] V.M. Koretsky Institute of State and Law of National Academy of Sciences of Ukraine
4, Tryokhsviatytelska Str., Kyiv, 01601 Ukraine
[2] V. Mamutov Institute of Economic and Legal Research of National Academy of Sciences of Ukraine
60, Shevchenko Boul., Kyiv, 01032 Ukraine

INSTITUTIONAL AND LEGAL MODEL FOR PUBLIC PROCUREMENT OF PRODUCTS OF EARTH OBSERVATION IN UKRAINE

The article explores the mechanism of public procurement in the sphere of providing remote sensing services to public entities. Authors emphasize the benefits of the centralized procurement of remotely sensed data that will lead to cost savings of state funds through the avoidance of duplicate purchases. Authors give special consideration to the difference in products obtained within the Earth observation (EO) process, the purchase of which can be carried out according to different procedures, as well as the duality of the status of the National Center for the Management and Testing of Space Facilities (NCMTSF) as a supplier and intermediary in public procurement legal relations. It is determined that NCMTSF as a centralized procurement organization will collect requests from contracting authorities (public consumers) for remote sensing services, analyze them for the possibility of satisfying it with products from the existing own fund or the need to purchase remote sensing data. It is argued that in case of impossibility to provide relevant services from the available resources of the remote sensing fund, but economic expediency of purchasing raw remote sensing data, considering the consolidated application of public consumers, NCMTSF will act as a centralized procurement organization. It is emphasized that, unlike other centralized procurement organizations, the procurement contract with the winner of the procurement will be concluded by NCMTSF. NCMTSF will provide free of charge public authorities, enterprises, institutions, and organizations with raw data information products that were purchased at the expense of the state budget according to their requests. It is suggested that in case of impossibility and economic inefficiency of providing data processing services, NCMTSF as a centralized procurement organization organizes procurement in the interests of public consumers. The procurement contract is concluded between the public consumer and the winner of the procurement. That is, in this case, the NCMTSF performs an intermediary function of a procurement organization, which can professionally qualify the participants and determine the most economically advantageous tender.

In addition, several procedures have been discovered that will unify suppliers' offers according to contracting authorities' technical requirements and optimize budget spending, that was based on an analysis of domestic legislation on public procurement and models for the procurement of remote sensing products in space states such as the USA, Australia, and India. The article provides an in-depth analysis of the implementation of a multi-use supplier list as a prequalification system for potential economic operators of remote sensing services.

Keywords: public procurement, list of suppliers, Earth Observation, centralized procurement organization.