

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

**CONTENTS** 

Space-Rocket Vehicles

# **3MICT**

#### Ракетно-космічні комплекси

Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgopolov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle	3	Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgopolov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle	3
Космічна й атмосферна фізика		Space and Atmospheric Physics	
<i>Баранець М. В., Ружин Ю. Я.</i> , <i>Войта Я.</i> Взаємодія хвиль і частинок при інжекції модульованого електронного пучка в іоносферну плазму. Теорія та експеримент	16	<i>Baranets N. V.</i> , <i>Ruzhin Yu. Ya.</i> , <i>Vojta J.</i> Wave-particle interaction during electron beam-modulated injection into the ionospheric plasma. Theory and experiment	16
Космічна навігація та зв'язок		Space Navigation and Communications	
<i>Khoroshylov S. V., Redka M. O.</i> Deep learning for space guidance, navigation, and control	38	<i>Khoroshylov S. V., Redka M. O.</i> Deep learning for space guidance, navigation, and control	38
Власенко В. П., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Улья- нов О. М., Захаренко В. В., Паламар М. І., Чайков- ський А. В., Фриз С. П. Метод автоматичної побудови матриці похибок радіотелескопа РТ-32. Методика автоматичного оцінювання похибок наведення	53	Vlasenko V., Mamarev V., Ozhinskyi V., Ulyanov O., Zakharenko V., Palamar M., Chaikovskyi A., Fryz S. Method of automatic construction of RT-32 radiote- lescope error matrix. Automatic assessment of tracking errors	53
<i>Ільченко М. Ю., Наритник Т. М., Присяжний В. І., Капитик С. В., Матвієнко С. А.</i> Космічна інфраструктура інтернету речей. Стан та перспективи розвитку	65	Ilchenko M. Yu., Narytnyk T. M., Prisyazhny V. I., Kap- shtyk S. V., Matvienko S. A. Space infrastructure of IoT. Current state and development prospects	65

Моніторинг космічного простору і космічне сміття		Space Environment Monitoring and Space Debris	
Козак П. М., Злочевський Ю. Є., Козак Л. В., Ста- рий С. В. Проблеми обробки відеозаписів яскравих болідів та падаючих залишків космічних апаратів, зареєстрованих малочутливими побутовими відео- камерами у складних спостережних умовах	85	Kozak P. M., Zlochevskyi Y. E., Kozak L. V., Stariy S. V. Problems of processing video records of bright bolides and falling spacecraft remnants detected by low-sensitive household video cameras in poor observational condi- tions	85
Космічні матеріали та технології		Space Materials and Technologies	
Джур Є. О., Калініна Н. Є., Джур О. Є., Калінін О. В., Носова Т. В., Мамчур С. І. Підвищення властивостей деформованих алюмінієвих сплавів, модифікованих нанокомпозиціями	98	<i>Dzhur Ye. O., Kalinina N. E., Dzhur O. Ye., Kalinin O. V.,</i> <i>Nosova T. V., Mamchur S. I.</i> Improvement of properties of deformed aluminum alloys modified by nanocomposi- tions	98
Аджамський С. В., Кононенко Г. А., Подольський Р. В. Вплив параметрів SLM-процесу на формування області кордонів деталей з жароміцного нікелевого сплаву Inconel 718	105	Adjamskiy S. V., Kononenko G. A., Podolskyi R. V. Influence of SLM-process parameters on the formation of the boundaries of parts of heat-resistant nickel alloy Inconel 718.	105
Авторський покажчик	115	Index	115

*На першій сторінці обкладинки* — Залежність межі текучості сплаву 1545 від складу модифікатора (див. статтю Джур Є. О. та ін., С. 98—104)

### 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 16.12.2021. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 12,39. Обл.-вид. арк. 10,58. Тираж 100 прим. Зам. № 6520.

Видавець і виготовлювач 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.

# Ракетно-космічні комплекси

Space-Rocket Vehicles

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003 UDC 621.454.2

**O. V. PYLYPENKO**<sup>1</sup>, Director, Head of Department, Academician of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dr. Sci. in Tech., Professor, Corresponding Member of the IAA, Honored Worker of Science and Technology of Ukraine, Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine and M. K. Yangel Prize of the National Academy of Sciences of Ukraine ORCID.org/0000-0002-7583-4072 O. O. PROKOPCHUK<sup>2</sup>, Chief Designer Liquid Propulsion systems ORCID.org/0000-0001-8131-7138 S. I. DOLGOPOLOV<sup>1</sup>, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Tech., Senior Researcher ORCID.org/0000-0002-0591-4106 E-mail: dolmrut@gmail.com **O. D. NIKOLAYEV**<sup>1</sup>, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Tech., Senior Researcher, Winner of the M. K. Yangel Prize of the National Academy of Sciences of Ukraine ORCID.org/0000-0003-0163-0891 N. V. KHORIAK<sup>1</sup>, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Tech., Senior Researcher ORCID.org/0000-0002-4622-2376 V. Yu. PYSARENKO<sup>2</sup>, Head of the Department ORCID.org/0000-0002-6854-3146 I. D. BASHLIY<sup>1</sup>, Senior Researcher (staff), Ph.D. in Tech. ORCID.org/0000-0003-0594-9461 S. V. POLSKYKH<sup>2</sup>, Head of the Subdivision ORCID.org/0000-0002-5844-3731 <sup>1</sup> Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine 15 Leshko-Popelya Str., Dnipro, 49005 Ukraine <sup>2</sup> Yuzhnove State Design Office 3 Krivorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

# MATHEMATICAL MODELING OF START-UP TRANSIENTS AT CLUSTERED PROPULSION SYSTEM WITH POGO-SUPPRESSORS FOR CYCLON-4M LAUNCH VEHICLE

Liquid-propellant rocket propulsion systems of the first stages of launch vehicles of medium, heavy, and super-heavy class usually include POGO-suppressors, which are one of the most widely used methods to eliminate launch vehicle longitudinal structural vibrations (POGO phenomena). However, until now, the theoretical studies and analysis of the effect of the POGO-suppressors' installation in the feedlines of main liquid rocket engines on transient processes in systems during rocket engine starting have not been carried out due to the complexity of such analysis and the lack, first of all, reliable nonlinear models of cavitation phenomena in rocket engine pumps.

A mathematical model for the start-up of a clustered rocket propulsion of the Cyclone-4M launch vehicle has been developed that takes into account the low-frequency dynamics of the POGO-suppressors and the asynchronous start-up timeline sequences of the rocket engines. The first stage of the launch vehicle propulsion system includes four RD-870 rocket engines. A nonlinear mathematical

Цитування: *Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgopolov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V.* Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle. *Space Science and Technology.* 2021. **27**, № 6 (133). C. 3–15. https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2021. Т. 27. № 6

model of low-frequency dynamic processes of the POGO-suppressor with bellows separation of liquid and gaseous media is presented. A significant effect of cavitation in the pumps of engines and the POGO-suppressor installation to the LOX feedline on the propulsion system dynamic gains is shown.

Based on the developed mathematical model of the clustered rocket propulsion start-up, the studies of the Cyclone-4M main engines' start-up transients were carried out. The asynchronous start-up timeline sequences of the rocket engine and the places of installation of the POGO-suppressors in the LOX feedline branches to the RD-870 rocket engine — near the general feedline collector as standard placement or directly at the entrance to the engines — were investigated. The analysis of start-up transients in the oxidizer feed system of the considered propulsion (the time dependences of the flowrate and pressure at the engine inlet) showed the following.

Firstly, while the synchronous start-up of the engines, the installation of the POGO-suppressors near the feedline collector makes it possible to eliminate all engine inlet overpressures that exist in the rocket propulsion system in case of the absence of the POGOsuppressors.

Secondly, the RD-870 engine asynchronous start-up operation affects negatively the time dependences of the propellant flowrate and pressure at the engine inlet if the POGO-suppressors are located near the feedline collector. So, in the propulsion system's start-up timeline interval 0.95...1.35 s, for some computational variants of the initial moments of the engine operation start, an abnormally large drop in the LOX flow rate and the overpressures at the engine inlet is observed. The asynchronous start-up of the RD-870 engines with the installation of the POGO-suppressors at the engine inlet does not significantly change the start-up transients compared to the synchronous starting of the engines.

Thirdly, thus, it is shown that the installation of the POGO-suppressors both at the engine inlet and at the RD-870 branches near the collector has a significant positive effect on the quality of start-up transient processes for the main engines of the 1st stage of the Cyclone-4M launch vehicle. Placing the POGO-suppressors at the engine inlets is not standard and is considered without reference to the propulsion system layout. Nevertheless, the POGO-suppressors installed at the inlet to the engines are an effective means of preventing overshoots and dips in the parameters of the liquid-propellant rocket engine, including the conditions of asynchronous starting of the liquid rocket engines in the clustered propulsion system.

The results obtained can be used in mathematical modeling of the start-up of the first stage propulsion system either for multistage sustainer rockets used in parallel with booster rockets or for the clustered multi-engine rocket propulsion system containing POGO-suppressors.

Keywords: liquid-propellant rocket engine, low-frequency dynamic processes, start-up, pump cavitation, clustered feed system, asynchronous engine start-up, POGO-suppressor.

#### **INTRODUCTION**

Start-up is probably the most difficult dynamic operation mode of the liquid rocket engine (LRE) [3, 18]. During a short start-up time of LRE, the hydraulic paths are filled by propellants, ignited in a gas generator and a combustion chamber, the turbopump assembly rotor speed and propellant flow rates change from initial zero to nominal values, etc.

The theoretical study of transient processes during LRE start-up is important for predicting and eliminating problem situations during startup, as well as for optimizing the engine start-up (event timeline sequence).

At present, mathematical models of dynamic processes for many units and systems of liquid rocket engine have been developed, for example, in papers [3, 10]. It makes it possible to obtain preliminary theoretical forecasts of transient processes of a number of parameters for liquid rocket engine start-ups.

A semi-empirical model of filling the LRE hydraulic lines by cryogenic propellants is presented in [18]. The model takes into account the partial evaporation of liquid oxygen and its two-phase flow in the path in the initial part of the engine start-up period.

The kinetics of ignition and propellant burnup in the LRE gas generator and the combustion chamber at the initial start-up period of the liquid rocket engine were investigated in [10, 18].

Theoretical approaches to mathematical modeling of cavitation phenomena in liquid rocket engine pumps in a wide range of operating parameters (including engine start-up) have been developed in a number of works [4, 15—17] focused on pumping systems nonlinear dynamics. A methodical approach for mathematical modeling of low-frequency dynamics of a liquid rocket engine is presented in the paper [5].

An account of the non-simultaneity of the entry into operation of a separate liquid rocket engine in a multi-engine propulsion system and an influence of this factor on the transient processes of hydrodynamic parameters at start-up of a multi-engine propulsion system is shown [14]. The first stage propulsion system of modern launch vehicles of medium, heavy, and super-heavy class usually includes POGO-suppressors. POGOsuppressor installation is one of the common ways to eliminate longitudinal (POGO) vibrations of liquid launch vehicles. The mechanism of longitudinal vibrations is due to the convergence of natural frequencies of launch vehicles structure with natural frequencies of propulsion system feedlines [9, 11, 13, 22]. Medium and especially heavy and super-heavy launch vehicles are prone to loss of longitudinal stability as a result of launch vehicle big mass, consequently, the structural low oscillation frequencies.

The possibility of such launch vehicles' longitudinal instability is very high. It can be explained by the fact of changes in the natural oscillation frequencies of launch vehicles' structure and changes in the natural frequencies of propellant oscillations in the propulsion system during rocket stage operation are in the same range. The installation of the POGOsuppressor in the feed system of the propulsion system leads to a decrease in the first natural frequency of liquid oscillations in the propulsion system. This allows the oscillation frequencies of the launch vehicle structure and the liquid in the feed system of the propulsion system to be separated to safe values leading to launch vehicle POGO stability.

However, to date, the theoretical studies and analysis of the POGO-suppressor installation in the feed lines of main liquid rocket engines' effect on transient processes in systems during liquid rocket engines' start-up have not been carried out.

Difficulties in conducting such an analysis and the absence, first of all, reliable nonlinear models of cavitation phenomena in pumps, in the overwhelming majority of cases, lead to the next fact. Only experimental parameters of the performance of some individual engines were obtained during fire bench testing of specific liquid rocket engines.

The launch vehicles of the Mayak and the Cyclone-4M families designed in Ukraine take into account the POGO suppressors [2] installed in the feed of the propulsion system. This makes it actual to analyze the impact of POGO-suppressors in the LRE feed lines on transients in the propulsion system.

The main objective of this work is the mathematical modeling and research of transient processes of launching the clustered propulsion system of the first stage of the Cyclone-4M launch vehicle, taking into account the installation of POGO-suppressors on the propulsion system and liquid rocket engines' asynchronous start-ups.

**1. The studied propulsion system of the 1st stage of Cyclone-4m launch vehicle.** The Cyclone-4M launch vehicle is a two-stage monoblock medium-class launch vehicle [20]. The structure of the first stage is based on the use of well-developed systems and units of the Zenith launch vehicles. The first stage is equipped with a propulsion system using liquid oxygen and kerosene fuel components and includes four RD-870 engine blocks.

Liquid rocket engine RD-870 is made with a turbo-pump system for propellant feeding according to the staged combustion scheme. The engine thrust on Earth is 794.5 kN (vacuum thrust is 888.5 kN), the engine specific thrust impulse on the Earth is 301 s (in the vacuum the specific thrust impulse is 340 s), the mass of the RD-870 engine is 1353 kg [20]. A simplified flow schematic of the RD-870 liquid rocket engine is shown in Fig. 1.

The feeding of the rocket RD-870 engines with a LOX from the tank is carried out through a general main pipe (with a length of about 7 m), which is connected to the collector. Fig. 2 contains the propulsion system layout with only 2 branches to the RD-870 engines shown for simplicity.

Branch pipelines from the collector to each engine contain installed POGO-suppressors. The length of the pipeline from the collector to the engine inlet is 3 m, and from the engine inlet to the oxidizer low-pressure pump inlet is about 2 m. Hereinafter, for presenting the materials of the paper, the engine inlet means the location directly at the low-pressure pump inlet.

The branch pipelines from the collector to the engine inlet have a rather long length. That is why they can have a significant effect on the low-frequency dynamics of the propulsion system, especially for research cases of the different engines' starting operation (engines' asynchronous start-ups) [14].

To provide the Cyclone-4M launch vehicle POGO stability, the POGO-suppressors are installed accord-ingly with the design of the I stage propulsion system.

The POGO-suppressors are designed according to the scheme with bellows separation of gas and liquid



Fig. 1. Simplified flow schematic of the LRE under research

media. The standard location of the POGO-suppressors is in the branches of the LOX feed system to the main RD-870 liquid rocket engines (near the collector, as shown in Fig. 2). The same scheme shows POGO-suppressors (indicated by a dotted line) in case they are installed directly at the engine inlet. The parameters of the standard version of POGO-suppressors were selected from the condition of providing the POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle during its flight for the first stage propulsion operation period [13].

2. Developed mathematical model of start-up of clustered (multi-engine) propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle. The mathematical model of start-up of the first stage propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle is extremely cumbersome. The full model includes more than 350 nonlinear ordinary differential and algebraic equations and cannot be presented in this volume of the paper.

The main approaches to mathematical modeling of the low-frequency dynamics of systems of this liquid rocket engine are presented in [14]. This model describes the dynamic processes in the propulsion system, including the opening of the oxidizer and fuel valves, filling the hydraulic paths by propellant, spinning up the rotors of the main and low-pressure turbopump assembly, the ignition of the propellant in the gas generator, etc.

Let us briefly dwell on the mathematical models of some low-frequency dynamic processes in units and subsystems of propulsion system. They are either characteristic of engines with generator gas afterburning or are important in the mathematical modeling of start-up of clustered propulsion system.

For rocket engines with staged combustion, it is important to take into account the time delays caused by non-isothermality of processes in the elements of the liquid rocket engine gas path (the residence time of the combustion products in the gas paths) and the time delays caused by the delay in the conversion of liquid propellants into gaseous ones [7].

In the mathematical model of liquid rocket engine start-up, an approximate replacement of the equations  $y(t) = x(t-\tau)$  of the time delay element with ordinary differential equations is used. This replacement is based on the approximation of the transfer function of the delay element  $W_e(p\tau) = \exp(-p\tau)$  by fractional rational functions of  $p\tau$  (where p is a

complex variable of the Laplace transform at zero initial conditions;  $\tau$  is time delay). To approximate the transfer functions of the delay elements in the equations of the gas generator and the gas pipe dynamics, two fractional rational functions were used: the function

$$R_{n(T02)}(p\tau) = [T_{0,2}(p\tau/2)]^2 =$$
$$= 1/(1 + p\tau/2 + 0.125p^2\tau^2)^2 \approx W_e(p\tau)$$

is obtained by replacing the delay element with a chain of two oscillating elements with half the delays [21], and the function

$$W_e(p\tau) \approx P_{1,2}(p\tau) = (1 - p\tau/3)/(1 + 2p\tau/3 + p^2\tau^2/6)$$

by using the Padé method [7].

In the RD-870 engines with oxidizer-rich staged combustion, gaseous oxygen is discharged after the low-pressure oxidizer pump turbine into the liquid oxygen flow at the inlet to the main oxidizer pump.

The condensation process of gaseous oxygen can lead to low-frequency instability [21] of the propulsion feed system of the LRE. In the mathematical model of propulsion system start-up, for taking into account the injection of gaseous oxygen into the liquid oxygen flow, generalized results of experimental investigations of the condensation process of superheated oxygen vapor in the liquid oxygen flow were used [6, 12].

Cavitation phenomena in LRE pumps play one of the leading roles in the propulsion system dynamics' studies [4, 15–17]. They can qualitatively change the dynamic characteristics of the LRE. For engine start-up, they lead to a cavitation disruption of the engine pumps.

The experimental-computational hydrodynamic model of cavitation oscillations for taking into account the cavitation phenomena in the pumps was used [16]. This model generalized the results of experimental investigations of 18 inducer-centrifugal pumps in the cavitation self-oscillation mode. This model is adapted for a wide range of input pressures [4] (from pump stall pressure to pressures corresponding to the beginning of the emergence of pump cavitation mode).

The LOX feed of the propulsion system of the first stage of the Cyclone-4M launch vehicle includes long branched pipelines.



Fig. 2. The simplified layout of the oxidizer feed system

The methodological approach [5] for the mathematical modeling of the low-frequency dynamics of such feed systems was used. This approach provides for the sequential solution of the following problems. The first problem is the development of a linear mathematical model of hydraulic path dynamics considered as a system with distributed parameters and determination of its frequency characteristics. The second problem is an approximate replacement of this system with a system with lumped parameters, i.e., by developing of finite hydrodynamic elements' model. This system is carried out based on matching the frequency characteristics of these two systems. The third problem is the construction of a nonlinear mathematical model of low-frequency dynamics of the propulsion hydraulic lines. This final model is used to compute the start-up of a propulsion system.

A specific feature of the developed model is taking into account the asynchronous start-up operation of



*Fig. 3.* The calculation schematic of the POGO suppressors with bellows separation of liquid and gaseous media

engines RD870 of the propulsion system (first stage) of the Cyclone-4M launch vehicle following the approach described in [14] and developed on the basis of the Sobol sequence [19]. The asynchronous join into operation of engines at propulsion system startup was modeled by varying the value of the displacements of the initial command in the engine start-up sequence of the second, third, and fourth engines relative to the first engine start-up sequence in cluster. For computing start-ups, it was assumed that these offset values are evenly distributed between the maximum and minimum (zero) offset to perform the minimum number of calculations.

3. Mathematical model of POGO-suppressor lowfrequency dynamics for study the start-up transients of the Cyclone-4M launch vehicle propulsion system. The POGO suppressors are located in the branches on the RD870 liquid rocket engine near the collector in the first stage propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle. The calculation schematic of the POGO-suppressors dynamics with bellows separation of liquid and gaseous media is shown in Fig. 3, where the following designations are introduced: *1* is a gas cavity; *2*, *3*, *4* are upper, middle, and lower positions of the bellows cover; *5* is bellows; *6* is a damper support ring.

The mathematical model of dynamic processes in the POGO suppressor describes the one-dimensional motion of the fluid and movable structural elements of the suppressor along its longitudinal axis and includes the equation of motion of the bellows cover, the equation of fluid motion in the suppressor, and the equation of continuity in the gas cavity of the suppressor:

$$m\frac{d^2y}{dt^2} + F_{fr}(y) + k(y - y_{nom}) = F_{ef}(p_c - p_g), \quad (1)$$

$$p_{col} = p_c + a_D \cdot \left| G_D \right| \cdot G_D + J_D \frac{dG_D}{dt} + h\gamma_o \cos\alpha \frac{d^2 y}{dt^2},$$
(2)

$$C_D \frac{dp_g}{dt} = G_D , \qquad (3)$$

where *m* is the equivalent mass of the suppressor bellows cover; y,  $y_{nom}$  are the current coordinate of the bellows cover and the coordinate with no bellows deformation; t is the current time;  $F_{fr}(y)$  is nonlinear dependence of the friction force on the coordinate y; k is the total longitudinal stiffness of the bellows and gas;  $F_{ef}$  is the effective area of the suppressor bellows;  $p_{\tilde{n}}$  is fluid pressure on the bellows cover;  $p_{\sigma}$ is pressure in the gas cavity of the suppressor;  $p_{col}$ is fluid pressure at the junction of the suppressor and the oxidizer feedline;  $a_D$ ,  $J_D$  – coefficients of hydraulic and inertial resistance of the fluid in the suppressor;  $G_D = \gamma_O F_{ef} \frac{dy}{dt}$  is fluid flow through the suppressor; h is the height of the liquid column in the suppressor;  $\gamma_0$  is specific gravity of liquid oxygen;  $\alpha$  is the angle between the longitudinal axis of the suppressor and the longitudinal axis of the launch vehicle;  $C_D = \frac{\gamma_O V_g}{\kappa p_g}$  is the compliance of the suppressor gas cavity;  $V_g = V_g^{\text{max}} - y \cdot F_{ef}$  is the current value of the volume of the gas cavity;  $V_{\sigma}^{\text{max}}$  is the maximum value of the volume of the gas cavity;  $\kappa$  is the gas adiabatic exponent.

Zero coordinate of the bellows cover y = 0 corresponds to the lower position of the bellows cover. The action of forces from the gas and liquid is balanced for  $y = y_{nom}$ . The bellows is in an unloaded state in this case.

The axial stiffness of the bellows  $k_s$  is an important variable that affects the overall compliance of the suppressor. It was calculated by two methods: on the basis of a one-dimensional model of the suppressor [1] and based on its finite element model using the ANSYS Mechanical software [8]. These methods gave similar results. Fig. 4 shows the dynamic gain (a - module, b - argument) of the oxidizer feed line of the I stage Cyclone-4M propulsion system at nominal LOX pressures and temperatures at the engine inlet (curves 1 is without cavitation; curves 2 is taking into account cavitation in pumps; curves 3 is obtained with cavitation and POGO suppressor near the collector).

From the analysis of Fig. 4 follows that taking into account cavitation in pumps leads to a decrease in the natural frequencies of liquid propellant oscillations in the oxidizer feed system of the propulsion system: for the I mode of oscillations — from 16.0 Hz to 6.0 Hz, and for II mode — from 48.0 Hz to 38.8 Hz.

For simultaneous consideration of both pump cavitation and the POGO-suppressor installation near the collector, the natural frequencies of liquid propellant (LOX) oscillations in the feed system of the propulsion system in the range up to 50 Hz are 3.2 Hz, 34.6 Hz, and 39.6 Hz.

Thus, the installation of a POGO-suppressor in the propulsion system leads to a significant decrease in the first natural oscillation frequency in the feed system of the propulsion system. It allows the separating of frequencies of the natural longitudinal oscillations of the launch vehicle structure and the liquid in the LOX feed system of the propulsion system and ensures the launch vehicle POGO stability [11, 13].

4. Results of mathematical modeling of start-up of clustered propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle. The study of transients during the start-up of the clustered propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle was carried out on the basis of the developed start-up nonlinear mathematical model.

The results of these studies show that the installation of the POGO-suppressor has generally a positive effect on the quality of the transient process in the feed system of the propulsion system. That is why the overshoots and dips of propulsion system parameters during its start-up are largely leveled by the flexibility of the gas cavities in suppressors. The main results of the transient processes' study for the case of the synchronous start-up of all rocket engines are shown in Fig. 5...8. The following designations are used here: *1* is without POGO suppressor; *2* is with POGOsuppressor near the collector (standard location); *3* is with POGO suppressor at engines inlet.



*Fig. 4.* Pressure dynamic gains (*a* is a module, *b* is an argument) of the LOX feedline of the LRE of the Cyclone-4M LV (1st stage) at nominal LOX pressures and temperatures at the engine inlet (curves 1 is without cavitation; curves 2 is taking into account cavitation in the pumps; curves 3 is with cavitation and the POGO-suppressors near the collector)



*Fig. 5.* The start-up transients of LOX flowrate at general feed-line



Fig. 6. The start-up transients of LOX pressure at the collector



*Fig.* 7. The start-up transients of LOX flowrate at the engine inlet

Fig. 5 and Fig. 6 shows that the installation of the POGO-suppressor near the collector makes it possible to reduce the flow rate dip in the main pipeline  $G_{U10}$  in the time interval 1.23...1.27 s by more than 2 times (from 313 kg/s to 150 kg/s) and significantly reduce fluid pressure overshoots in the collector from 14.0 bar (t = 0.96 s), 15.4 bar (t = 1.24 s), and 10.5 bar (t = 1.46 s) to a level of no more than 7.1 bar. The POGO-suppressor installation at the liquid rocket engine inlet allows the eliminating of the flow rate drop in the main pipeline  $G_{U10}$  and the reduction of the fluid pressure overflow in the collector  $p_{U10}$  to a level of no more than 5.6 bar.

By contrast, for transient processes of flow rate  $G_{10}$  and pressure  $p_{10}$  at the inlet to the liquid rocket



*Fig. 8.* The start-up transients of LOX pressure at the engine inlet



*Fig. 9.* The transients of suppressor coordinate of the position of the bellows cover *y* during the start-up

engine, the next fact is investigated. Fig. 7 and Fig. 8 show the installation of the POGO-suppressor near the collector practically does not change the value of the flowrate drop of about 82 kg/s in the time interval 1.23...1.27 s and also does not eliminate the pressure surge of 17.2 bar (at the moment of start-up time t = 0.96 s). Installing a POGO suppressor at the inlet to engines allows us to avoid a drop in flow  $G_{10}$  and significantly reduce all overshoots  $p_{10}$  to a level not exceeding 6.0 bar.

Fig. 9...11 show the transients (time dependences) of main parameters of a POGO-suppressor for the start-up of the Cyclone-4M launch vehicle propulsion system (coordinate of the position of the bellows cover y, the pressure  $p_G$  in the gas cavity of



Fig. 10. The transients of suppressor gas pressure  $p_g$  during the start-up



Fig. 11. The transients of the suppressor  $G_D$  flowrate start-up

the suppressor, and the flow rate of the liquid through the suppressor  $G_D$ ) for the case of the synchronous start-up of LRE and the installation of a POGO-suppressor near the collector (curves *1*) and at the engine inlet (curves *2*).

An analysis of these figures shows that although the bellows cover does not sit against the stop, its stroke can reach several centimeters. The maximum liquid flowrate  $G_D$  into the POGO-suppressor (75 kg/s) can briefly reach a third of the nominal oxidizer flowrate through the engine.

Based on the results of mathematical modeling of the start-up of the propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle, the analysis of the effect of the



*Fig. 12.* The transients of fluid flowrates at the LRE inlets for the case of asynchronous propulsion system start-ups



*Fig. 13.* The transients of fluid pressure at the LRE inlets for the case of asynchronous propulsion system start-ups

four RD-870 engines asynchronous operation was carried out.

For the case of a POGO-suppressor placing near the collector, it is shown (see Fig. 12 and 13) that possible displacements of the start moments of engines (curves 1, 2, 3, 4 correspond to the numbers of engines) lead to a deterioration in the quality of transient processes in flow rate  $G_{10}$  and pressure  $p_{10}$  at the inlet to the engines (compared to the option when all engines are started synchronously — curves 0).

So, in the time interval 0.95...1.35 s, for some variants of the displacement of start moments of engines' start-up, an abnormally large drop in the oxidant flow rate at the inlet to the engines  $G_{10}$  and pres-



*Fig. 14.* Transients of LOX flowrate at the inlet to the liquidpropellant engine with asynchronous starting of the engines (the suppressors at the inlets to the LRE)



*Fig. 15.* Transients of LOX pressure at the inlet to the liquidpropellant engine with asynchronous starting of the engines (the suppressors at the inlets to the LRE)

sure overshoots  $p_{1O}$  are observed. For example, for the values of the displacement times of engine startup: the second by 0.0375 s, the third by 0.0625 s, and the fourth by 0.0750 s relative to the first, the oxidizer flow rate at the inlet to the engines  $G_{1O}$  of the fourth engine is 1.7 kg/s (for the case of the synchronous engines' start-up — 70.8 kg/s).

The maximum value of the pressure at the engines' inlet  $p_{10}$  of the fourth engine reaches 20.0 bar (while in the case of the synchronous engines' start-up, this value is 18.1 bar). Note that in the absence of a POGO-suppressor, the maximum pressure at the engines' inlet can reach 33.6 bar.

As a result of mathematical modeling of the startup of the propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle (with a shift in the start time of engine start-ups' sequence), it is shown that the installation of POGO-suppressor at the engine inlet leads to a more significant improvement in the quality of transient processes in terms of flow rate  $G_{10}$  and pressure  $p_{10}$  at engine inlet (see Fig. 14 and 15, where y-axis scales and designations are similar as in Fig. 12 and Fig. 13). The calculated dependences of the flow rate at the engine inlet  $G_{10}$  on time for the propulsion system start-up do not have significant gaps. The maximum pressure at the engine inlet  $p_{10}$  for the entire start-up time does not exceed 6.7 bar. It is 3 times less than in the case of installation POGOsuppressor near the collector (20.0 bar).

It seems that a significant difference in transient processes for placing POGO suppressor near the collector and at the engine inlet is due to the following factors. Disturbances in the oxidizer feed system during the start-up of the propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle (caused first by the opening of the oxidizer valves, then by the ignition of the propellants in the gas generator and the subsequent increase in pressure in the gas generator) spread from the engine inlet upstream.

The placement of the POGO-suppressor at the engine inlet contributes to the effective localization of these disturbances. The location of the POGO-suppressor near the collector leads to their considerable distance (5 meters) from the sources of disturbances in the pipelines from the collector to the engines. This POGO-suppressor, located at the other end of the pipeline, cannot effectively eliminate disturbances as the POGO-suppressor at the engine inlets.

Thus, it is shown that installation of POGO-suppressor both at the engine inlet and in the branches on the RD870 rocket engine near the collector has a significant positive effect on the quality of transient processes for the start-up of the propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle. Placing the POGOsuppressors at the engine inlets is not standard. Here, the POGO-suppressor placing is considered without reference to the layout of the rocket propulsion system in order to increase the efficiency of damping transients during the rocket engines' start-ups. At least two problems are successfully solved with the help of the POGO-suppressor at the engine inlets. The first problem is ensuring the liquid launch vehicle POGO stability. The second problem is improving the quality of transient processes for the start-up of the propulsion system, including under conditions of asynchronous liquid rocket engine start-up as a part of the clustered propulsion system.

### CONCLUSIONS

A mathematical model has been developed for the start-up of a clustered propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle, including four main RD-870 rocket engines. This model takes into account POGO-suppressors and the asynchronous start-up of the liquid rocket engine. A nonlinear mathematical model of low-frequency dynamic processes in POGO suppressor with bellows separation of liquid and gas media is presented. A significant effect of cavitation in the engine pumps and POGO-suppressors on frequency characteristics of the oxidizer feed system of the propulsion system is shown.

On the basis of the developed mathematical model of the start-up of the propulsion system, start-up transients were studied for the clustered propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle. These studies take into account the asynchronous entry into operation of the liquid rocket engine and the installation of POGO-suppressors as in the branches on the RD-870 rocket engine near the collector (standard placement) and at the engine inlets (as alternative option).

The analysis of transient processes in the oxidizer feed system of the propulsion system under consideration, the dependences of the flow rate and pressure at the engine inlet on time showed the following.

1. For the case of the synchronous engine start-up, the installation of POGO-suppressors near the collector allows eliminating all pressure overshoots at

the engine inlet (except for one of 17.2 bar). These pressure overshoots exist in the propulsion system in the absence of POGO-suppressors. For installation suppressors at the engine inlet, the pressure overshoots at the engine inlet are limited to 6.0 bar, i.e., that is, the pressure overshoots are practically absent.

2. The asynchronous entry into operation of the RD870 rocket engines negatively affects the time dependences of the flowrate and pressure at the engine inlets for suppressors locating near the collector. So, in the start-up time interval 0.95...1.35 s, for some variants of the displacement of the start moments of the engines' start-up sequences, the abnormally large drops in the LOX flowrates and pressure overshoots at the engines' inlet are observed. The asynchronous start-up of the RD-870 engines for POGO-suppressors installation at the engine inlets does not significantly change the propulsion system start-up transients.

3. Thus, it has been shown that the installation of POGO-suppressors both at the engines' inlet and in the branches on the RD-870 rocket engine (near the collector) has a significant positive effect on start-up transients for the propulsion system of the Cyclone-4M launch vehicle. Placing the POGO-suppressors at the engine inlets is not standard and is considered without reference to the propulsion system layout. Nevertheless, the suppressors installed at the engine inlets are effective issues of eliminating overshoots and dips in the parameters of the propulsion system, as well as under conditions of the asynchronous start-up of a liquid rocket engine as a part of the multi-engine propulsion system.

The results obtained can be used in mathematical modeling of the start-up of the first stage propulsion system either for multistage sustainer rockets used in parallel with booster rockets or for the clustered multi-engine rocket propulsion system containing POGO-suppressors.

### REFERENCES

- 1. Andreeva E. M. (1975). Bellows. Calculation and design. Moscow: Mashinostroenie Publishing Company, 156 p. [in Russian].
- 2. Degtyarev A. V. (2014). Rocket technology. Problems and Prospects. Dnepropetrovsk: ART-PRESS, 420 p [in Russian].
- 3. Di Matteo Fr., De Rosa M., Onofri M. (2011). *Start-up transient simulation of a liquid rocket engine*. AIAA 2011-6032. 47<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (31 July 03 August 2011), San Diego, California. 15 p.
- 4. Dolgopolov S. I. (2017). Hydrodynamic model of cavitation oscillation for modelling dynamic processes within pump systems at high cavitation numbers. *Technical Mechanics*, № 2. 12–19 [in Russian]. https://doi.org/10.15407/itm2017.02.012
- 5. Dolgopolov S. I., Zavoloka A. N., Nikolayev O. D., Sviridenko N. F., Smolensky D. E. (2015). Parametric determination of hydrodynamic processes in feed system of space stage in stopping and starting the cruise engine. *Technical Mechanics*, № 2, 23–36 [in Russian].
- Dorosh N. L. (2020). Modeling of oxygen vapor condensation in oxygen liquid. *Appl. quest. math. modeling*, 3(2.2), 149–155 [in Ukrainian]. https://doi.org/10.32782/KNTU2618-0340/2020.3.2-2.14
- 7. Khoriak N. V., Dolhopolov S. I. (2017). Features of mathematical simulation of gas path dynamics in the problem of the stability of low-frequency processes in liquid-propellant rocket engines. *Technical Mechanics*, № 3. 30–44. https://doi. org/10.15407/itm2017.03.030 [in Russian].
- 8. Kohnke P. (2013). *ANSYS Mechanical APDL Theory Reference*. ANSYS, Inc. Release 15.0 Southpointe., SAS IP, Inc. 952. https://www.pdfdrive.com/ansys-mechanical-apdl-theory-referencepdf-d16721860.html
- Kook Jin Park, JeongUk Yoo, SiHun Lee, Jaehyun Nam, Hyunji Kim. (2020). POGO accumulator optimization based on multiphysics of liquid rockets and neural networks. J. Spacecraft and Rockets, 57(4), 809–822. https://doi.org/10.2514/1. A34769
- 10. Lebedinsky E. V., Kalmykov G. P., Mosolov S. V. (2008). *Working processes in a liquid-propellant rocket engine and their modeling*. Moscow: Mashinostroenie Publishing Company, 512 p. [in Russian].
- 11. Natanzon M. S. (1977). POGO self-oscillations of a liquid rocket. Moscow: Mechanical Engineering, 208 p. [in Russian].
- 12. Pilipenko V. V., Dorosh N. L., Man'ko I. K. (1993). Experimental studies of vapor condensation when a jet of gaseous oxygen is blown into a liquid oxygen flow. *Technical mechanics*, № 2, 77-80 [in Russian].
- Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgopolov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. (2020). Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle. *Space Sci. and Technol.*, 26(4), 3–20. https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003
- 14. Pylypenko O. V., Dolhopolov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V. (2020). Mathematical simulation of the start-of a multiengine liquid-propellant rocket propulsion system. *Technical Mechanics*. № 1, 5–18 [in Russian]. https://doi. org/10.15407/itm2020.01.005
- Pylypenko O. V., Prokopchuk A. A., Dolgopolov S. I., Pisarenko V. Yu., Kovalenko V. N., Nikolayev O. D., Khoryak N. V. (2017). Pequliarities of mathematical modeling of low-frequency dynamics of the staged liquid rocket sustainer engines at its startup. *Space Sci. and Technol.*, 23(5), 3–13 [in Russian]. https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003
- 16. Pylypenko V. V., Dolgopolov S. I. (1998). Experimental and calculated determination of the coefficients of the equation of dynamics of cavitation cavities in inducer and centrifugal pumps of various sizes. *Technical Mechanics*, № 8, 50–56 [in Russian].
- 17. Pylypenko V. V., Zadontsev V. A., Natanzon M. S. (1977). *Cavitation self-excited oscillations and dynamics of hydraulic systems*. Moscow: Mashinostroenie Publishing Company, 351 p. [in Russian].
- 18. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Dyatlov V. G. (1978). *The theory of automatic control of rocket engines*. Moscow: Mashinostroenie Publishing Company, 287 p. [in Russian].
- Sobol' I. M. (1976). Uniformly distributed sequences with an addition uniform property. USSR Comput. Maths. Math. Phys., 16, 236–242 [in Russian].
- State Enterprise "Design Bureau "Yuzhnoye" named after M. K. Yangel". URL: https://www.yuzhnoye.com/technique/ (Last accessed 04.02.2021).
- 21. Turnov M. A. (2009). *Experience of bench testing of elements of the liquid oxygen feed system of the Energia launch vehicle*. RCP, Polet Publishing, 35–40 [in Russian].
- 22. Ye Tang, Mingming Li, Long Wang, Yewei Zhang, Bo Fang. (2017). Modeling and stability analysis of POGO vibration in liquid-propellant rockets with a two-propellant system. *Trans. Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci.*, 60(2), 77–84. https://doi. org/10.2322/tjsass.60.77

Стаття надійшла до редакції	04.02.2021	Received 04.02.2021
Після доопрацювання	04.02.2021	Revised 04.02.2021
Прийнято до друку	16.12.2021	Accepted 16.12.2021

*О. В. Пилипенко*<sup>1</sup>, дир., зав. відділу, акад. НАН України, д-р техн. наук, проф., акад. Міжнародної академії астронавтики; заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки та премії НАН України ім. М. К. Янгеля ORCID.org/0000-0002-7583-4072 О. О. Прокопчук<sup>2</sup>, головний конструктор і начальник проектно-конструкторського бюро з розробки ракетних двигунів ORCID.org/ 0000-0001-8131-7138 *С. І. Долгополов*<sup>1</sup>, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб. ORCID.org/0000-0002-0591-4106 *О. Д. Ніколаєв*<sup>1</sup>, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб., лауреат премії НАН України ім. М. К. Янгеля ORCID.org/0000-0003-0163-0891 *Н. В. Хоряк*<sup>1</sup>, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб. orcid.org/0000-0002-4622-2376 *В. Ю. Писаренко*<sup>2</sup>, начальник відділу orcid.org/0000-0002-6854-3146 *І. Д. Башлій*<sup>1</sup>, старш. наук. співроб., канд. техн. наук orcid.org/0000-0003-0594-9461 *С. В. Польських*<sup>2</sup>, начальник сектору orcid.org/0000-0002-5844-3731 <sup>1</sup> Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України

вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005 <sup>2</sup> Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

# МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЗАПУСКУ БАГАТОДВИГУННОЇ РІДИННОЇ РАКЕТНОЇ УСТАНОВКИ І СТУПЕНЯ РАКЕТИ-НОСІЯ «ЦИКЛОН-4М» З ДЕМПФЕРАМИ ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ

Маршові рідинні ракетні двигунні установки (РРДУ) перших ступенів космічних ракет-носіїв (РН) середнього, важкого і надважкого класу зазвичай включають демпфери повздовжніх коливань, які є одним з поширених способів усунення поздовжніх коливань рідинних РН (РОGO-коливань). Однак до теперішнього часу теоретичні дослідження і аналіз впливу встановлення демпферів поздовжніх коливань у живлячих магістралях маршових рідинних ракетних двигунів (РРД) на перехідні процеси в системах при запусках РРД не проводилися через складність здійснення такого аналізу, і перш за все — через відсутність достовірних нелінійних моделей кавітаційних явищ в насосах.

Розроблено математичну модель запуску багатодвигунної РРДУ І ступеня ракети-носія «Циклон-4М», що включає чотири маршових РРД РД-870, з урахуванням встановлення демпферів поздовжніх коливань і неодночасного запуску РРД. Представлено нелінійну математичну модель низькочастотних динамічних процесів у демпферах поздовжніх коливань з сильфонним розподілом рідкого і газового середовищ. Показано суттєвий вплив кавітації в насосах двигунів і демпферів поздовжніх коливань на частотні характеристики системи живлення окислювачем РРДУ. На основі розробленої математичної моделі запуску РРДУ досліджено динамічні процеси при запуску багатодвигунної РРДУ І ступеня РН «Циклон-4М» з урахуванням неодночасного запуску окремих РРД і встановлення демпферів поздовжніх коливань як у відгалуженнях на РРД РД-870 біля колектора (штатне розміщення), так і на вході у двигуни. Аналіз перехідних процесів у системі живлення окислювачем розглянутої РРДУ, залежностей витрати і тиску на вході у двигун від часу виявив такі особливості. По-перше, встановлення демпферів поздовжніх коливань біля колектора дозволяє при одночасному запуску двигунів усунути на вході у двигун майже всі закидання тиску, які мали місце для РРДУ, не оснащеної демпферами поздовжніх коливань. При встановленні демпферів на вході у двигуни закидання тиску на вході у двигун практично відсутні. По-друге, неодночасність вступу в роботу РРД РД-870 негативно відбивається на залежностях від часу витрати і тиску на вході у двигун при розташуванні демпферів біля колектора. Так, в інтервалі часу 0.95...1.35 с для деяких варіантів зміщення моментів початку запуску двигунів спостерігається аномально велике падіння витрати окислювача на вході у двигуни і закидання тиску на вході у двигуни. Неодночасність запуску двигунів РД-870 при встановленні демпферів на вході у двигуни істотно не змінює перехідні процеси при запуску РРДУ в порівнянні з одночасним запуском двигунів. По-третє, показано, що встановлення демпферів поздовжніх коливань як на вході у двигуни, так і у відгалуженнях на РРД РД-870 біля колектора, має суттєвий позитивний вплив на якість перехідних процесів при запуску РРДУ І ступеня РН «Циклон-4М». Розміщення демпферів поздовжніх коливань на вході у двигуни не є штатним і розглядається без прив'язки до компонування РРДУ. Разом з тим демпфери, встановлені на вході у двигуни, є дієвим засобом усунення закидання і провалів параметрів РРДУ, зокрема в умовах неодночасного запуску РРД у складі багатодвигунної установки.

Отримані результати можна використовувати при математичному моделюванні запуску маршової РРДУ ракети-носія пакетної схеми або багатодвигунної РРДУ, що містять демпфери повздовжніх коливань.

*Ключові слова*: рідинний ракетний двигун, низькочастотні динамічні процеси, запуск, кавітація в насосах, система живлення, неодночасність запуску, демпфер поздовжніх коливань.

# Космічна й атмосферна фізика

Space and Atmospheric Physics

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.016 УДК 533. 932

**М. В. БАРАНЕЦЬ<sup>1</sup>**, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук E-mail: baranets@izmiran.ru **Ю. Я. РУЖИН**<sup>1</sup>, заст. дир., д-р фіз.-мат. наук, проф. **Я. ВОЙТА<sup>2</sup>**, пров. інженер-дослідник

 <sup>1</sup> Інститут земного магнетизму, іоносфери та поширення радіохвиль, Російська академія наук (ІЗМІРАН) Калузьке шосе 4, Троїцьк, Москва, Російська Федерація, 108840
 <sup>2</sup> Інститут фізики атмосфери, Академія наук Республіки Чехія 14131 Прага, Республіка Чехія

# ВЗАЄМОДІЯ ХВИЛЬ І ЧАСТИНОК ПРИ ІНЖЕКЦІЇ МОДУЛЬОВАНОГО ЕЛЕКТРОННОГО ПУЧКА В ІОНОСФЕРНУ ПЛАЗМУ. ТЕОРІЯ ТА ЕКСПЕРИМЕНТ

Представлено результати активного експерименту в космосі з інжекцією пучків заряджених частинок (електронів та іонів ксенону), проведеного на станції «Інтеркосмос-25» і дочірньому субсупутнику «Магіон-3». Результати експерименту отримано в умовах, коли пучки частинок було інжектовано у протилежних напрямках відносно магнітного поля Во таким чином, що електронна інжекція була напрямлена до Землі. Механізми пучкових нестійкостей розглянуто щодо збудження електростатичних і електромагнітних хвиль свистового діапазону при інжекції пучка електронів (~10 кеВ, 0.1 А) з борту «Інтеркосмос-25». Розвиток поперечної нестійкості на першому циклотронному резонансі призводить до збудження свистових хвиль, спрямованих назустріч потоку інжектованих електронів (від Землі). Об'єктом досліджень були збурені інжекцією потоки іоносферних електронів в широкому діапазоні енергій 27 еВ...412 кеВ, зареєстровані за допомогою спектрометрів заряджених частинок на субсупутнику «Магіон-3». Тобто, взаємодія свистів з потоками іоносферних електронів була простимульована механізмами передачі енергії типу «частинка — хвиля — частинка». Числові результати розвитку нестійкостей розглянуто також у порівнянні зі значеннями основних параметрів теплової плазми, отриманими в різних точках простору на станції та субсупутнику. Збудження поздовжньої та поперечної пучкових нестійкостей неминуче призведе до їхньої конкуренції, що матиме вплив на результати експерименту. Дані стимульованих потоків іоносферних електронів дозволяють дослідити різноманітні ефекти взаємодії хвиля — частинка з урахуванням впливу швидкості росту поздовжньої нестійкості на кут збудження свистів та їхню структуру. Такий підхід базується на результатах лабораторних експериментів щодо визначення діаграми спрямованості збуджених свистів для електричної дипольної антени та аналогії пучково-плазмового каналу з випромінювальною системою. Результати розглянутого активного експерименту підтверджують залежність швидкості росту поперечних хвиль від розвитку поздовжньої пучкової нестійкості.

Ключові слова: пучкові нестійкості, циклотронні резонанси, взаємодія хвиля — частинка, свисти.

Цитування: Баранець М. В., Ружин Ю. Я., Войта Я. Взаємодія хвиль і частинок при інжекції модульованого електронного пучка в іоносферну плазму. Теорія та експеримент. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 6 (133). С.16—37. https://doi.org/10.15407/knit2021.06.016

## 1. ВСТУП

Розглядається інжекція модульованого на частоті 40 кГц слабоенергійного електронного пучка з тривалістю мікроімпульсу 2 мкс і пов'язані з нею процеси резонансної взаємодії хвиль і частинок в іоносферній плазмі. Електронна інжекція супроводжувалася роботою іонного прискорювача, а також напуском нейтрального газу ксенону. Тому можна говорити про складну електромагнітну обстановку в області інжекції, а також про збудження хвиль в широкому діапазоні частот. Діагностика процесів збудження хвиль і прискорення частинок здійснювалась як в точці інжекції на станції «Інтеркосмос-25» [21], так і у віддаленій на відстані порядку 100 км області іоносфери на субсупутнику «Магіон-3» [19]. Особливу увагу приділено вивченню електростатичної і пучково-анізотропної нестійкості щодо збудження поздовжніх і свистових хвиль, а також подальшої їхньої резонансної взаємодії з частинками іоносферної плазми. Ці питання взаємодії пучка та плазми були об'єктом досліджень в роботах [10, 11] за даними іоносферних активних експериментів і [8, 9] на підтримку лабораторних експериментів у великій плазмовій камері. У процесі інжекції електронного пучка (е-пучка) у плазму відбувається одночасне збудження обох типів хвиль, але з різною швидкістю росту. Конкуренція поздовжньої і поперечної нестійкостей призводить до суттєвої модифікації функції розподілу пучка та плазми, зміни кутів збудження хвиль, і в кінцевому підсумку — до втрати значної частини початкової енергії пучка. Обидві нестійкості показують своє максимальне зростання при хвильових векторах k, близьких до поздовжніх відносно зовнішнього магнітного поля. За результатами числового моделювання поперечна нестабільність повільніше виходить на свій максимум після того, як поздовжня нестабільність досягне рівня насичення, зберігши достатній рівень анізотропії і щільності пучка [18]. У даній роботі, як і в роботах [10, 11], розглядається збудження поздовжніх хвиль на черенковському резонансі і свистових на першій циклотронній гармоніці, зміщеній в результаті нормального ефекту Допплера. Вибір цієї схеми розвитку нестійкостей не випадковий і

пов'язаний, насамперед, з вивченням процесів модуляції електронів пучка у полі зустрічної свистової моди. Пучково-плазмова черенковська нестабільність грає значну роль у плазмовій НВЧ-електроніці, коли йдеться про вимушене випромінювання на довжині взаємодії пучка, проте в нашому випадку вона має скоріше паразитний характер, оскільки впливає на цілісність пучка. Спостерігаються також зовсім інші масштаби, щільності пучка та плазми, а також амплітуди збуджених хвильових полів. Багато питань виникає щодо еволюції модульованого пучка в іоносферній плазмі, а також про те, як форма імпульсу впливає на ефективну модуляцію в зовнішній області. Однак в даній роботі вважатимемо, що в далекій зоні взаємодії щільність модульованого пучка мало чим відрізняється від немодульованої інжекції [4]. Для збудження плазмових хвиль приймається формалізм взаємодії двох поздовжніх мод, одна з яких є повільною хвилею просторового заряду пучка з негативною енергією [6, 15].

### 2. НАУКОВЕ ОБЛАДНАННЯ ТА КОНФІГУРАЦІЯ ІНЖЕКЦІЙ

Іонним інжектором був стаціонарний плазмовий прискорювач із замкнутим дрейфом електронів і поздовжнім прискоренням іонів ксенону (УЗДП, рис. 1). Іонний струм змінювався у межах  $I_{bi} \approx 2.0...2.6$  А, а енергія іонів на виході досягала 250 еВ. Для інжекції електронів використовувався прямоканальний 3-електродний прискорювач (ЕП) з частотою модуляції 40 кГц. Керівний електрод ЕП забезпечував стовідсоткову модуляцію електронного струму  $I_{be} \sim 100$  мА і формував окремі мікроімпульси тривалістю 2 мкс. Пучки заряджених частинок інжектуються на фоні напуску нейтрального газу ксенону; швидкість витікання газу 3 мГ/с.

Основні характеристики інжекторів та інші параметри пучково-плазмової системи (в експериментах на витках 190, 337) представлено у табл. 1. Для реєстрації енергійних заряджених частинок на субсупутнику використовувався спектрометр ДОК-А, що вимірював потоки електронів та іонів для восьми енергетичних рівнів у діапазоні 25...420 і 20...1300 кеВ відпо-



**Рис. 1.** Інжекція електронного ( $e^-$ ) на глибину  $l_e$  та іонного (Xe<sup>+</sup>) пучків у протилежних напрямках, уздовж магнітного поля **B**<sub>0</sub>, ЕП і УЗДП — електронний та іонний прискорювачі, давачі спектрометрів заряджених частинок МПС, ДОК-А та дипольна антена ПРС-С показані в супутниковій і субсупутниковій системах *ОХYZ* і o'x'y'z', відповідно ( $\alpha_{p1}, \alpha_{p2}$  — пітч-кути реєстрації частинок давачами '1e', '2e',  $D \sim L$ ;  $\omega_{sl}, \omega_2(k_2), \omega_3(k_3)$  — частоти повільної хвилі просторового заряду *e*-пучка, свистової та плазмової хвиль, збуджених уздовж напрямків  $\theta_2$  і  $\theta_3$  відповідно)

відно. Вимірювання потоків швидких частинок проводилося за допомогою двох пар детекторів 1E,1P і 2E,2P, встановлених на субсупутнику «Магіон-3» і орієнтованих по двох взаємно перпендикулярних напрямках. Детектори 1E, 1P спрямовано уздовж осі z', а детектори 2E, 2P у площині -x', -y'. Заряджені частинки м'яких енергій реєструвалися спектрометром МПС з двома типами давачів і загальним блоком електроніки. Електрони та іони детектувались в діапазоні від 10 еВ до 20 кеВ за допомогою двох тороїдальних аналізаторів з шістьма віялоподібними секторами у площині, паралельній осі z'таким чином, що вимірювання охоплювали весь діапазон пітч-кутів, як показано на рис. 1. Потоки електронів по двох напрямках уздовж осі z' вимірювалися за допомогою двох окремих циліндричних електростатичних аналізаторів. Весь діапазон вимірювань ділився на 16 енергетичних ступенів і міг змінюватися по команді. Складові магнітного поля на станції і субсупутнику були виміряні ферозондовими магнітометрами СГР-5 і СГР-6 з точністю 1 нТл і 2/16 нТл (залежно від величини) відповідно. Точність вимірювань з використанням магнітометра, встановленого на субсупутнику, змінювалася автоматично в залежності від абсолютної величини магнітного поля  $|\mathbf{B}_0|$ . Температура електронів  $T_{\rho}$ 

Таблиця 1. Характерні значення параметрів пучково-плазмової системи в іоносфері

Параметр		Виток 190	Виток 337
Струм інжекції іонів ксенону і електронів, А	$I_{bi} \\ I_{be}$	2.12.4 0.1	
Максимальна приско- рювальна напруга для іонів/електронів, кВ	$U_e^{U_i^{}}, U_e^{} = U_0^{}$	0.25 10	
Частота модуляції стру- му електронів, Гц	$\omega_m/2\pi$	40000	
Щільність незбуреної плазми, 10 <sup>3</sup> см <sup>-3</sup>	$n_0 \approx n_{ix}$	1.74.0	5.57.8
Потокова швидкість електронів, 10 <sup>7</sup> м/с	и	0.81.9	2.74.6
Потокова швидкість іонів ксенону, 10 <sup>4</sup> м/с	v <sub>iz</sub>	1.22.3	5.26.9
Середній поперечний розмір іонного та елек- тронного пучків, м	r <sub>cx</sub> r <sub>ce</sub>	520 9.713.0	470 0.51.7
Гірочастота іонів ксе- нону, рад/с	ω <sub>cx</sub>	1418	2027
Гірочастота водневої складової плазми, 10 <sup>3</sup> рад/с	ω <sub>ci</sub>	1.92.5	2.83.6
Ленгмюрівська часто- та водневої складової плазми, 10 <sup>5</sup> рад/с	ω <sub>pi</sub>	0.51.1	2.22.6
Гірочастота електронів, 10 <sup>6</sup> рад/с	ω <sub>ce</sub>	3.44.4	4.46.2
Ленгмюрівська частота електронів незбуреної плазми, 10 <sup>6</sup> рад/с	ω <sub>pe</sub>	2.53.5	7.18.3
Ленгмюрівська частота електронів пучка в ре- жимі <i>ac</i> -інжекції, 10 <sup>6</sup> рад/с	ω <sub>be</sub>	0.130.14	0.140.27

та щільність іонів теплової плазми  $n_i(V)$  (де 0 < < V < 12 В — напруга розгортки на сітці іонної пастки) були виміряні за допомогою комплексів KM-10 і KM-13, встановлених на станції і субсу-путнику відповідно.

Просторові складові поля, виміряні у прямокутних системах координат X, Y, Z i x', y', z' на супутнику і субсупутнику, перетворені в нові для лівої прямокутної координатної системи x, y, z з віссю Z || **В**<sub>0</sub>. Відстань між супутниками «Інтеркосмос-25» та «Магіон-3» змінювалася у межах 90...110 км для розглянутих витків з активним режимом роботи наукової апаратури. Станція «Інтеркосмос-25» гіростабілізована по трьох осях у просторі, тоді як субсупутник «Магіон-3» гіростабілізований тільки по одній осі *z*'. Весь активний цикл роботи наукової апаратури не перевищував 10...12 хв, цей час обмежувався не тільки енергетичною ємністю джерела живлення на «Інтеркосмос-25», але й обсягом пам'яті на «Магіон-3» з його відносно високошвидкісною телеметрією. Більш детально характеристики наукових приладів, встановлених у подвійній супутниковій системі, описано в роботах і оглядах по проєкту АПЕКС [12, 21, 23].

### 3. ПУЧКОВО-ПЛАЗМОВА ВЗАЄМОДІЯ В НАБЛИЖЕННІ «ХОЛОДНА ПЛАЗМА — РОЗІГРІТИЙ ПУЧОК»

Збудження електростатичних і електромагнітних хвиль при пучково-плазмовій взаємодії відбувається в результаті розвитку пучкових нестійкостей, що безпосередньо конкурують одна з одною. Швидкість росту поздовжніх хвиль при абсолютному характері розвитку пучкової нестійкості максимальна при черенковському резонансі, хоч багато що залежить від його розстроювання та інших параметрів пучка та плазми. Поперечні хвилі в діапазоні свистових мод можуть збуджуватися пучком електронів як у зворотному напрямку, так і уздовж руху у конусі кутів при циклотронному, аномально-циклотронному, або черенковському резонансах. У досить щільній плазмі ( $\omega_{ce}^2 \ll \omega_{pe}^2$ ) збудження свистових мод відбувається переважно проти напрямку інжекції пучка в результаті нормального циклотронного резонансу. Збудження свистових хвиль в резонансному конусі кутів залежить від функції поперечного розподілу пучка і його нагрівання та, очевидно, від швидкості росту поздовжньої пучково-плазмової нестійкості. Розкид електронів пучка по поздовжніх і поперечних швидкостях призводить до його нагрівання в залежності не тільки від катодних характеристик прискорювача ЕП, а й від зовнішних умов у плазмі.

3.1. Параметри електронної інжекції в іоносферну плазму. При визначенні характеристик нестійкості важливе значення має співвідношення щільності іоносферної плазми і пучка, його нагріву, або співвідношення ленгмюрівських частот плазми і пучка  $\omega_{pe}, \omega_{be},$  та гірочастоти електронів  $\omega_{ce}$ . Щільність пучка визначалась на стадії вільного гірообертання для трубчастої моделі розподілу зарядів між двома циліндричними поверхнями, що виправдано для більшості випадків пітч-кутів інжекції та висот проведення активних експериментів [20]. Для оцінки струму інжекції на виході електронного прискорювача в різних режимах роботи використано телеметричні параметри струмів у модуляторі ЕП з керівною напругою  $U_1 < 40$  В та на його виході (струм колектора) для прискорення електронів до потенціалу U<sub>0</sub>. В цілому завдання оптимізації параметрів в рамках самоузгодженої динаміки пучка при транспортуванні зарядів в іоносферній плазмі вирішувалася нами комплексним методом. З урахуванням такого складного плазмохімічного процесу, як зарядова нейтралізація пучка і обмежених засобів для його контролю, поєднання модельних розрахунків і вимірювань було єдино можливим. Реєстрація у ближній точці інжекції квазістаціонарних електричних і магнітних полів та їхніх складових в різних діапазонах частот була одним із таких моментів. Ефекти просторового заряду пучка для досить низького первеансу ЕП 10<sup>-8</sup>...10<sup>-7</sup> А/В<sup>3/2</sup> призводять до розбіжності е-пучка вже на початковій стадії його інжекції. У точці z ~ 0 ефективний пітч-кутовий розкид пучка

$$\Delta \alpha' \approx \Delta \alpha_0 + + \frac{2\pi e}{m v \omega_{ce}} (\delta \overline{E}_x + v \delta \overline{B}_z \sin \alpha_{pe} - v \delta \overline{B}_y \cos \alpha_{pe}) \quad (1)$$



**Рис.** 2. Струм електронного пучка  $I_{be}$ ,  $I_1$ ,  $I_2$  в залежності від пітч-кута інжекції  $\alpha_{pe}$ та ефективного розкиду кутів  $\Delta \alpha'$  для двох граничних випадків:  $a - \alpha_{pe} + \Delta \alpha'/2 > \pi/2$ ,  $I_0 = I_1 + I_2$ ;  $\delta - \alpha_{pe} \le \le \Delta \alpha/2$ . Вісь *z* направлена уздовж магнітного поля **B**<sub>0</sub>

відображає амплітудну модуляцію пучка електронів у квазістаціонарних полях за час порядку декількох гірообертів 2*π*/*ω*<sub>*се*</sub>. Тут *е/m* відношення заряду до маси електрона і  $\Delta \alpha_0 \approx$ ≈ 0.035...0.052 рад <u>≈ 2°...3°.</u> Величини з рискою зверху  $\delta \overline{F}_{x,y,z} = \overline{F}_{x,y,z} - \overline{F}_{x,y,z}$  позначають емпіричне середнє виміряних полів *F* за період  $\Delta t \sim$  $\sim (7...10)\Delta t_0$ , де  $\Delta t_0$  — тривалість одного телеметричного кадру переданих даних на станції «Інтеркосмос-25», v — швидкість електронів на виході ЕП. Таку процедуру було використано для уникнення числових нестабільностей на вході різних числових алгоритмів. Співвідношення (1) збільшує розкид кутів  $\Delta \alpha_0$  на долі градуса за один оберт. Крім того, в залежності від пітч-кутів інжекції  $\alpha_{pe}$ , близьких до  $\pi/2$ , або  $0(\pi)$ , а також кута розбіжності електронного потоку  $\Delta \alpha/2$  в точці  $z \approx 0$ , пітч-кутовий розкид додатково скоректований як  $\Delta \alpha' \equiv \pi/2 - \alpha_{pe} + \Delta \alpha/2$  для випадку  $\alpha_{pe} +$  $+\Delta \alpha/2 > \pi/2$  та  $\Delta \alpha' \equiv \alpha_{pe}^{PC} + \Delta \alpha/2$ , коли виконується умова  $\alpha_{pe} \leq \Delta \alpha/2$  (рис. 2). Один з таких випадків з осьовою інжекцією зустрічається для витка 337 при вивченні взаємодії хвиля — частинка в області субсупутника. Трубчаста модель пучка буде працювати і в цьому випадку, якщо спеціально не розглядати колективну динаміку пучка з пучностями і розрідженнями зарядів. Струм інжекції модульованого пучка в наближенні одновимірного потоку ([uB] = 0) визначався для першої гармоніки конвекційного струму [2]

 $I_{be}(\omega_m) = I_{be}(0)[1 - 2J_1(X_d)\cos(\omega_m t - \Theta_d - \Theta_0/2)],$ (2)

де  $I_{be}(0)$  — струм в режимі dc-інжекції,  $J_1(X_d(z))$  — функція Бесселя першого порядку,  $X_d(z)$  — параметр угрупування у просторі дрейфу уздовж z, визначений як

$$X_d(z) = \frac{1}{2} \xi \frac{\sin(\theta_0/2)}{\theta_0/2} \Theta_d.$$
(3)

Величини  $\theta_0$  і  $\Theta_d(z) = \omega_m z/u$  є пролітними кутами у модуляторі ЕП і у просторі вільного дрейфу на відстані *z* від прискорювача відповідно, *u* потокова швидкість електронів. Оцінку струму  $I_{be}(\omega_m)$  отримано без урахування амплітудного керування в електростатичному полі прискорювача, тому відношення  $\xi = U_1/U_0$  потребує корекції. Взагалі таке визначення має сенс скоріше для ближньої зони інжекції, тому що в дальній первісне угрупування заряду частково нівелюється силами зовсім іншої природи. Щільність у *dc*-режимі визначалась як

$$n_{be}(\omega_m = 0) \approx I_{be}(0)/eu\pi (r_2^2 - r_1^2)$$

для порожнистого циліндричного *е*-пучка з мінімальним ( $r_1$ ) і максимальним ( $r_2$ ) радіусами гірообертів крайніх електронів. Величина нагріву *е*-пучка визначалася як  $v_{be} \sim (\delta v_z^2 + \delta v_\perp^2)^{1/2}$  та була залежною від пітч-кута  $\alpha_{pe}$ ,  $\Delta \alpha_0$  і зворотного впливу збуджених полів у формі співвідношення (1), але взагалі є технічною характеристикою прискорювача.

3.2. Електростатична пучково-плазмова нестійкість (ППН). Проходження електронного пучка через плазму супроводжується збудженням поздовжніх хвиль на резонансних частотах плазми. Для оцінки інкременту пучково-плазмової нестійкості застосовано модель взаємодії розігрітого пучка електронів з холодною іоносферною плазмою, що виправдано в нашому випадку при досить великій розбіжності е-пучка вже на початковій фазі взаємодії. Внесок електронів у діелектричну проникність при збудженні поздовжніх хвиль в іоносферній плазмі визначається плазмовою дисперсійною функцією  $Z(\zeta_n)$  [17], де  $\zeta_n = (\omega_3 - n\omega_{ce} - k_{3z}u)/(\sqrt{2} k_{3z}v_{be}),$  $n\omega_{ce}$  і  $v_{be}$  — гармоніки електронної гірочастоти і теплова швидкість частинок пучка відповідно. Дисперсійне рівняння для збудження поздовжніх хвиль ( $\omega_3$ ,  $k_3$ ) при інжекції електронів у холодну іоносферну плазму для n = 0 можна представити у вигляді [3]:

$$\varepsilon_{L}(\omega_{3},k_{3}) = 1 - \frac{\omega_{pe}^{2}}{\omega_{3}^{2}} \cos^{2}\theta_{3} - \frac{\omega_{pe}^{2}}{\omega_{3}^{2} - \omega_{ce}^{2}} \sin^{2}\theta_{3} + \frac{\omega_{be}^{2}}{k_{3z}^{2}v_{be}^{2}} [1 + \zeta_{0}Z(\zeta_{0})] = 0, \quad (4)$$

де  $\theta_3$  — кут поширення поздовжніх хвиль відносно магнітного поля. Рівняння (4) має чотири дійсних розв'язки, два з яких лежать в діапазоні  $0 < \omega^{1,2} < k_z u$  і становлять для нас інтерес ( $\omega^3 < < 0, \omega^4 > k_z u$ ). Корені  $\omega^{1,2}$  при  $n_{be} = 0$  є гібридними плазмовими резонансами  $\omega^j = \omega^{(j)}(\theta_3)$  (j = = 1, 2) для холодної плазми і визначаються добре відомими виразами. При  $n_{be} \neq 0$  розв'язки рівняння (4) можуть бути визначені як графічним, так і числовим способом. На рис. 3 представлено дисперсійну функцію  $\text{Res}_L(\omega_3, k_3)$  для збуджених плазмових хвиль і кутів  $\theta_3 = 0.01$  та реальних значеннях іоносферних параметрів, виміряних на витку 337 при  $t \ge 2500$  с, а також функцію

$$G(\omega_3, k_3) = \omega_3 \cdot \frac{\partial \operatorname{Re}\varepsilon_L(\omega_3, k_3)}{2\partial\omega_3}.$$
 (5)

Діелектрична проникність Re  $\varepsilon_L(\omega_0, k_0) \approx 0$  та її похідна  $G(\omega_0, k_0) \approx 0$  визначають власні значення ω<sub>0</sub>, k<sub>0</sub> найшвидше зростаючих хвиль на межі лінійної стійкості (*Z*-точка). В роботі [10] проведено числове дослідження пучково-плазмової поздовжньої взаємодії в околі точки Z, або поблизу точки Р, яка визначалась ненульовими малими значеннями  $\varepsilon_L(\omega_0, k_0) = \delta \varepsilon_L$  і  $G(\omega_0, k_0) =$ = бG. Залежно від цих значень поздовжня взаємодія хвиль, одна з яких є повільною модою просторового заряду пучка з частотою  $\omega_{sl} = k_{sl}u - \omega_{sl}$ - ω<sub>*he*</sub>, може спричинити збудження потенційних хвиль в околиці плазмових резонансів  $\Omega^{(1,2)}(\theta_2)$  або поблизу нової гілки коливань з частотою  $\Omega_* \approx k_{3,z} u$  [15]. Збудження поздовжніх хвиль відбувається завдяки синхронізму хвиль при  $k_{3_2} u > \omega_3$  ( $\zeta_0 < 0$ ), або однієї з плазмових частот при мінімальному розстроюванні резонансу. Розв'язок дисперсійного рівняння (4) щодо швидкості росту поздовжніх хвиль поблизу  $\omega_3 \approx$  $\approx \omega' + \varepsilon_3$  розглянуто в роботі [10], де  $\omega'$  і  $\varepsilon_3 = \delta \omega + \varepsilon_3$ *і*ү<sub>3</sub> — одна із збуджених плазмових частот та мала добавка до неї ( $|\varepsilon_3| \leq |\omega_3|$ ).



**Рис. 3.** Функція  $\varepsilon_L(\omega_3, k_3)$  і  $G(\omega_3, k_3)$  для двох випадків: криві 1, 2 отримано на межі лінійної стійкості  $\varepsilon_L = -0.005$ , G = -0.01 і  $\theta = 0.01$  (*Z*-точка); криві 3, 4 відповідають малим змінам функцій  $\delta \varepsilon_L = 0.605$ ,  $\delta G = -0.975$ ,  $\theta = 0.1$ (*P*-точка) та зміщенню гілки знесових коливань порядку  $k_z u$ . Резонансні значення  $\omega_0$ ,  $k_0$  для *Z*- і *P*-точок визначено для  $t \ge 2510$  с, орбіта 337

Ефективність збудження повільної моди залежить від розподілу електронів пучка по швидкостях, вона максимальна в гідродинамічному режимі і мінімальна в кінетичному при великій температурі пучка. Критична межа між цими режимами визначається величиною розкиду швидкостей  $\Delta u \sim v_{be}$  і відношенням щільностей пучка та плазми [6, 20]. Вочевидь, це обмежує вибір резонансних розстроювань і кутів збудження потенційних хвиль при розгляді механізму ППН. Співвідношення власних значень двох взаємодіючих хвиль з урахуванням частотного розстроювання між повільною пучковою модою і частотою  $\omega_0$ , яка визначалась за допомогою числового алгоритму, можна записати у вигляді

$$\begin{split} \omega_0 &- \omega_3 = \Delta \omega, \\ k_0 &- k_{3z} = \Delta k, \\ \omega_0 &- \omega_{sl} = \delta \omega, \end{split}$$

де  $\Delta \omega << \omega_0, \omega_3$  і  $\Delta k << k_0, k_{3z}$ . У наближенні 'сильного зв'язку' двох взаємодіючих поздовжніх хвиль,  $\Delta \omega \approx 0, \Delta k \approx 0$  ( $k_{sl} \approx k_{3z}$ ), резонансне розстроювання в  $\zeta_0$  можна записати у вигляді

$$\omega_3 - k_{3z} u \approx \omega_3 - \omega_0 - \omega_{be} - \delta \omega. \tag{6}$$

Це співвідношення використано при обчисленні швидкості росту поздовжньої нестійкості. Частотне розстроювання бы, або точніше помилка визначення частоти пучкової моди, має від'ємний знак та значення в достатньо широких межах в залежності від величин  $\delta \varepsilon_I$ ,  $\delta G$  на межі лінійної нестабільності. Отже, резонансне частотне розстроювання  $\zeta_0$  не є постійною величиною при обчисленні інкремента, постійні лише вибрані параметри наближення до межі нестійкості. Такий підхід є альтернативним при визначенні характеристик нестійкості в умовах постійного розстроювання та більше відповідає нашому активному експерименту в іоносфері, коли параметри пучка та плазми змінюються уздовж орбіти. Грубу оцінку резонансного розстроювання  $\Delta \omega \approx \omega_3 - \omega_0$  також можна використати для оцінки швидкості росту нестійкості.

**3.3.** Електромагнітна пучково-анізотропна нестійкість. Інжекція пучка електронів в іоносферну плазму при відмінній від нуля середній поперечній швидкості може також збуджувати електромагнітні хвилі у свистовому діапазоні  $\omega_{ci} << \omega_2 << \omega_{ce}$ , навіть для  $k_{2\perp} = 0$ . Якщо пучок електронів має незначний поздовжній розкид по швидкостях і поперечну функцію розподілу  $f_{\perp}(\varepsilon_{\perp})$ , то функцію розподілу електронів пучка можна представити у вигляді  $F' = n_{be}^0 \, \delta(v_z - u)$  $f_{\perp}(\varepsilon_{\perp})$ , де  $n_{be}^0$  — рівноважна щільність електронного пучка,  $\varepsilon_{\perp} = v_x^2 + v_y^2$ . В цьому випадку дисперсійне співвідношення для хвиль свистового діапазону в наближенні малих кутів поширення відносно магнітного поля  $\theta_2$  в діапазоні частот  $\omega_2 << \omega_{ce}$  матиме вигляд [5, 12, 13]

$$\varepsilon_{T}(\omega_{2}, k_{2}) = \frac{c^{2}k_{2}^{2}\cos\theta_{2}}{\omega_{2}^{2}} + \frac{\omega_{pe}^{2}\omega_{ce}}{\omega_{2}(\omega_{2}^{2} - \omega_{ce}^{2})} + \frac{\omega_{pe}^{2}\chi_{+}}{4\omega_{2}^{2}} \left[ \frac{I_{A}(\omega_{2} - k_{2z}u)}{\omega_{2} - n\omega_{ce} - k_{2z}u} + \frac{k_{2z}^{2}(\overline{v_{\perp}^{2}}/2)}{(\omega_{2} - n\omega_{ce} - k_{2z}u)^{2}} \right] \approx 0, \quad (7)$$

де

$$\chi_{+} = (1 + \cos\theta_{2})^{2},$$
  
$$\overline{\nu_{\perp}^{2}} / 2 \equiv \int \varepsilon_{\perp} f_{\perp}(\varepsilon_{\perp}) d\varepsilon_{\perp} \neq 0 , \qquad (8)$$

$$I_A = \int \varepsilon_{\perp} f'_{\perp}(\varepsilon_{\perp}) d\varepsilon_{\perp} \neq -1.$$
(9)

Збудження хвиль відбувається при умові  $\omega_2 - n\omega_{ce} - k_{2z}u \approx 0$ , що в розглянутому діапазоні частот при досить щільній плазмі ( $\omega_{ce} < \omega_{pe}$ ) та n = 1 в результаті призведе до збудження зворотно спрямованих відносно *e*-пучка електромагнітних хвиль з  $k_{2z} \approx -\omega_{ce}/u$ . Розв'язок дисперсійного рівняння (7) отримано для частот  $\omega_2 \approx k_{2z}u + n|\omega_{ce}| + \varepsilon_2$ , де мала добавка до частоти  $\varepsilon_2 = \delta\omega + i\gamma_2$  ( $|\varepsilon_2| << |\omega_2|$ ) визначає швидкість росту нестійкості.

Функція розподілу пучка  $F' \propto \delta(v_z - u)$  відповідає також випадку зростаючої електростатичної нестійкості гідродинамічного типу до того, як буде досягнуто фазу нелінійного насичення і розкид поздовжніх швидкостей електронів пучка не перевищить певний критичний рівень. Конкуренція пучково-анізотропної і електростатичної нестійкостей в результаті призведе до перерозподілу спектральної густини енергії і функції розподілу частинок. У наближенні холодної плазми без пучка збудження свистових хвиль в резонансному конусі кутів  $\theta_2^{res} \approx \arccos(\omega_2/\omega_{ce})$ сильно відрізняється від розглянутого випадку. Очевидно також, що кут поширення свистових мод повинен залежати від поздовжньої пучковоплазмової взаємодії, що можна побічно врахувати через функції (8), (9). Розв'язування рівняння (7) для збудження електромагнітних хвиль, а також порівняння з результатами активного експерименту на витках 201, 202 раніше було розглянуто в роботі [12].

Частоту збуджуваної свистової моди можна визначити з дисперсійного рівняння в наближенні холодної плазми в діапазоні частот  $\omega_2 << \omega_{pe}$ і  $\omega_{ce} << \omega_{pe}$  та при виконанні резонансної циклотронної умови. Ці співвідношення мають вигляд

$$\omega_2 = \frac{\left|\omega_{ce} \right| c^2 k_2^2 \cos \theta_2}{\omega_{pe}^2 + c^2 k_2^2},$$
 (10)

$$\omega_2 + \Delta \omega = k_{2z} u + n | \omega_{ce} |, \quad n = 0, \pm 1, \dots$$
 (11)

де  $\Delta \omega$  — резонансне розстроювання для свистової моди. Співвідношення (10), (11) можна трансформувати у кубічне рівняння

$$F_W(\omega_2) = \omega_2^3 + a\omega_2^2 + b\omega_2 + c \approx 0, \qquad (12)$$

де

$$a = -2(\omega_{ce} - \Delta\omega) - \omega_{ce} \cos\theta_2,$$
  

$$b = \omega_{ce}(\omega_{ce} - 2\Delta\omega) +$$
  

$$+ 2\omega_{ce}(\omega_{ce} - \Delta\omega) \cos\theta_2 + \frac{\omega_{pe}^2 \cos^2\theta_2 u^2}{c^2},$$
  

$$c = -(\omega_{ce}^2 - 2\omega_{ce}\Delta\omega)\omega_{ce} \cos\theta_2.$$

Частоти збуджених пучком свистових мод при циклотронному резонансі можна визначити шляхом розв'язування рівняння (12) за допомогою формули Кардано — Вієтта. Функцію  $F_w(\omega_2)$  і корені кубічного рівняння  $\omega_{c1}$ ,  $\omega_{c2}$ , ω<sub>c3</sub> представлено на рис. 4 в залежності від різних значень резонансної розстройки, кута  $\theta_2$  та інших параметрів. Для реальних параметрів іоносферної плазми і  $\Delta \omega > 0$  кубічне рівняння має один дійсний корінь ( $\omega_{c1} < \omega_{ce}$ ) та два комплексні; при негативних резонансних розстроюваннях всі корені дійсні, але тільки один з них менший від електронної гірочастоти  $\omega_{ce}$ . Важливо підкреслити досить жорсткі умови застосування дисперсійного рівняння (7) при збудженні свистів на циклотронному резонансі для  $\omega_{ce} \leq \omega_{pe}$  та малих кутів  $\theta_2$ .

**3.4.** Резонансна взаємодія хвиль і частинок. Зареєстровані на субсупутнику «Магіон-3» потоки енергійних частинок для двох напрямків le, 2е (ДОК-А), або для шести секторів давачів заряджених частинок м'яких енергій (МПС) є результатом стимульованої хвильової активності та резонансної взаємодії хвиля — частинка. Збудження свистових і плазмових мод на частотах  $\omega_i + \Delta \omega$  відбувається згідно з резонансною умовою (11), загальною для двох хвиль (i = 2, 3). Резонансна взаємодія хвиль і частинок в далекій області інжекції визначається співвідношенням

$$\boldsymbol{\omega}_{i} = \mathbf{k}_{i} \cdot \mathbf{v}_{ek} + l | \boldsymbol{\omega}_{ce} |, l = 0, \pm 1, ...,$$
(13)

де  $\mathbf{v}_{ek}$  — швидкість електронів, зареєстрованих для одного з енергетичних рівнів *k* одним з давачів DOK-A (*j* = 1, 2), або секторів спектрометра МПС (*j* = 1...6). В результаті комбінації співвідношень (11), (13) отримаємо одну спільну резонансну умову

$$\Delta \omega + \left| \omega_{ce} \right| (l-n) = k_{iz} u - \mathbf{k}_i \cdot \mathbf{v}_{ek} , \qquad (14)$$

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2021. Т. 27. № 6



**Рис.** 4. Функція  $F_W(\omega_2)$  для збуджуваних пучком свистових хвиль в залежності від різних іоносферних параметрів уздовж орбіти 337 для  $t \ge 2490$  с: крива  $I - для \theta_2 = 0.15, \Delta \omega = 0, 2 - \theta_2 = 0.75, \Delta \omega = 0.03 \omega_{ce}, 3 - \theta_2 = 0.95, \Delta \omega = 0.03 \omega_{ce}, 4 - \theta_2 = 0.15, \Delta \omega = 0.3 \omega_{ce}, 5 - \theta_2 = 0.15, \Delta \omega = -0.2 \omega_{ce}, 6 - \theta_2 = 0.15, \Delta \omega = -0.1 \omega_{ce}, 7 - \theta_2 = 0.15, \Delta \omega = 0.1 \omega_{ce}, \omega_{pe}^{new} = 2 \omega_{pe}^{old}$ 

де для скалярного добутку векторів у правій частині рівнянь (13), (14) звичайно використовується наближення  $\mathbf{k}_i \cdot \mathbf{v}_{ek} \approx \mathbf{k}_{iz} \cdot \mathbf{v}_{ek}$ . Особливий інтерес викликає випадок взаємодії електронів зі свистовими модами з азимутним хвильовим числом (геліконами), коли поперечна складова допплерівської поправки  $\mathbf{k}_{2\perp} \cdot \mathbf{v}_{ek}$  може змінити умову резонансу [25]. На основі комбінованого співвідношення (14) визначено резонансну функцію

$$R_{jz}^{(l)}(\omega_i) = \frac{k_{iz} u - \mathbf{k}_{iz} \cdot \mathbf{v}_{ek}}{\Delta \omega + |\omega_{ce}|(l-n)} \approx 1, \qquad (15)$$

яку потім можна оцифрувати на основі реальних вимірів. Якщо значення функції  $R_{jz}^{(l)}$  близьке до одиниці, і умова резонансної взаємодії хвиля частинка виконується, можна говорити про відповідність спостережуваних ефектів в околі цих значень. При цьому є багато нюансів, коли різноманітність ефектів залежить від величини розстроювання резонансу  $\Delta \omega$  та кутів  $\theta_{j}$ .

Якщо говорити про свистові моди, то нас найбільше цікавить кут збудження  $\theta_2$  по відношенню до поля **B**<sub>0</sub> всередині резонансного конуса кутів. Кут збудження визначається по максимуму спектрального розподілу хвильової енергії. Інжекція модульованого електронного пучка може розглядатися як частина випромінювальної системи в циліндричній геометрії (монопольна антена). Діаграма направленості свистів буде залежати від поверхневого розподілу струмів пучка та формування стоячих хвиль у пучково-плазмовому каналі. Концепція плазмової антени не нова і все ще перебуває у стадії розвитку [14, 26].

Відомі результати лабораторного експерименту у великій плазмовій камері з визначення форми діаграми направленості для електричної дипольної та магнітної антен у свистовому діапазоні частот [24]. Ці дані отримано для різних плазмових параметрів та орієнтації антени відносно магнітного поля. Якщо розміри дипольної антени малі порівняно з поздовжньою довжиною хвилі  $L_a k_{2z} \ll 1$ , діаграма направленості свистів у дальній зоні випромінювання визначалась резонансним конусом кутів  $\theta_2^{\text{res}}$ , а при скінченних значеннях довжини антени  $L_a k_{2z} \ge \pi$  ніяких явно виражених резонансних конусів не було. В цьому випадку хвильова енергія випромінювання в основному була напрямлена уздовж постійного магнітного поля. Можна припустити, що діаграма направленості збуджених пучком свистових мод буде визначатися співвідношенням  $l_e k_{2z}$ , де *l<sub>e</sub>* — глибина проникнення модульованого електронного пучка у навколишню плазму. При інтенсивній поздовжній пучково-плазмовій взаємодії і великій швидкості росту уз (малі значення  $l_a \sim u/\gamma_3$ ), діаграма направленості свистів буде обмежена резонансним конусом. Тому в нашому випадку оцінка швидкості росту свистів виконувалась також у припущенні, що кут поширення збуджених свистів залежить від швидкості росту поздовжньої нестійкості як  $\theta_2 \propto (u|k_{2z}|/\gamma_3)^{\alpha}$ .

### 4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ РЕЗУЛЬТАТИ ТА ОБГОВОРЕННЯ

Збудження хвиль при інжекції електронного пучка в різних режимах модуляції супроводжується широким спектром зареєстрованих ефектів поблизу станції «Інтеркосмос-25», а також в далекій зоні інжекції «Магіон-3» [12, 23]. В цій роботі основну увагу приділено режиму інжекції 40-кГц модульованого електронного пучка та взаємодії хвиль і частинок за даними спектрометрів ДОК-А і МПС на субсупутнику. Дані інших приладів частково використано для визначення числових характеристик інжекції і нестійкостей, необхідних для порівняння з результатами експерименту.

На рис. 5, а приведено пітч-кути електронної та іонної інжекції в навколосупутникову плазму, отримані з вимірювань складових магнітного поля Землі магнітометром СГР-5 на витку 337. На рис. 5, б, в представлено варіації складових квазістаціонарного магнітного  $\delta B_x = B_x - \overline{B_x}$ (0.1...1 Гц, СГР-5) і електричного поля  $E_z$  (0.1... 2 Гц, ДЕП-2). Незначні варіації полів до початку інжекції змінюють свою амплітуду після початку інжекції модульованого е-пучка, і навпаки, помітно затухають після включення Хе<sup>+</sup>-інжекції. Особливо це стосується електричного поля, подібна поведінка якого вже відмічалась в ряді ракетних експериментів з інжекцією електронів [16]. Незважаючи на те що вимірювання електричних полів за допомогою подвійних зондів зі зміщеним відносно корпуса супутника потенціалом є неоднозначним для збуреної плазми, ці дані були використані для корекції пітч-кутової розбіжності пучка (п. 3.1). У технічному аспекті складність полягає в коректному виборі робочої точки на вольт-амперній характеристиці зондів, а також у відповідній інтерпретації значень Е' ≈  $\approx \mathbf{E} + \mathbf{v}_s \times \mathbf{B}_0$ , де  $\mathbf{v}_s$  — орбітальна швидкість супутника. Зовнішнє електричне поле до інжекції було відсутнє ( $\mathbf{E}_0 \approx 0$ ), тому *x*, *y*-складові поля  $\mathbf{E}' \equiv \delta \mathbf{E}$  були використані для оцінки впливу на ефективний розкид пітч-кутів Δα' у виразі (1). Індукційна поправка порядку  $\mathbf{v}_{s} \times \mathbf{B}_{0}$  є істотною і пояснює різницю виміряних значень  $E_x$ ,  $E_y$ . Додаток до ефективного розкиду кутів з урахуванням усіх можливих впливів може досягати десятих часток градуса і більше, в залежності від числа обертів/радіанів е-пучка як цілого, тобто  $\Delta \alpha' \approx 3...4^{\circ}$ . Ця проблема має самостійне значення, а не тільки в контексті визначення профілю пучка, особливо у випадку поперечної/квазіпоперечної інжекції електронного пучка з нестійкостями обертального руху. На рис. 5, б слід також відзначити зареєстровані коливання складової магнітного поля  $\delta B_x$  з періодом 40...50 с, пов'язані з комплексним ефектом усіх інжекцій.

Одне з важливих питань пов'язане з визначенням плазмової частоти навколишньої плазми, яка визначається вимірами набігаючого потоку теплової плазми іонними пастками комплексів КМ-10 і КМ-13, встановлених на супутнику і субсупутнику відповідно. Вся складність полягає в тому, що на покази цих приладів дуже впливає потенціал корпуса, особливо в точці інжекції на супутнику. На рис. 5, в представлено один із таких моментів експерименту, пов'язаний з вимірюванням іонного складу та інших характеристик теплової плазми за допомогою іонної пастки з затримним потенціалом. Потенціал Р. корпуса супутника впливає на потік  $J_{ix}(V + P_s)$ , за яким визначається щільність плазми  $n_e \equiv n_{ix}$ . На рисунку помітні піки потоку на межі діапазону  $V + P_{s}$ , що повторюються з періодом 4 с. Детальний аналіз цих даних можливий в рамках окремого дослідження. Відзначимо дуже помітний експериментальний результат, пов'язаний з різким зменшенням іонних потоків, які набігають у напрямку - х, починаючи з моменту виключення Xe<sup>+</sup>-інжекції для  $t \approx 2645$  с. Щільність плазми, визначена таким чином в точці інжекції, може суттєво відрізнятися по своїй величині на відстані росту пучкових нестійкостей. Це питання ше більш актуальне в режимі постійної модульованої інжекції е-пучка на фоні циклічної з періодом 100/50 с інжекціями/паузами Хе<sup>+</sup>-пучка, режим роботи якого показаний на рис. 5, д. На рис. 5, г представлено ленгмюрівські частоти f<sub>ne</sub>,  $f_{be}$  навколишньої плазми і *е*-пучка, а також гірочастота електронів  $f_{ce}$ . Зростання поздовжньої нестійкості супроводжується резонансним збудженням хвиль і втратою електронами частини кінетичної енергії, що в результаті призводить до зміни щільності і швидкості е-пучка. При стаціонарній модульованій інжекції нестійкість при досягненні критичного рівня енергії коливань переходить у режим насичення, при якому можлива генерація нових частот. Однією з характерних особливостей експерименту на цьому витку була майже поздовжня інжекція електронного пучка ( $\alpha_{pe} \le 2...3^\circ$ ) для *t* = 2440...2450 с. Спостерігається саме випадок б) (див. рис. 2) для моделі порожнистого циліндричного пучка з  $r_1 = 0$ , коли збільшується щільність е-пучка, а також



**Рис. 5.** Пітч-кути  $\alpha_{pi}$ ,  $\alpha_{pe}$  інжекції іонів ксенону та електронів (*a*), варіації складових квазістаціонарного електричного ( $E_z$ ) та магнітного ( $\delta B_{xB}$ ) полів ( $\delta$ ), щільність  $n_{ix}$  теплової плазми (e), резонансні частоти  $f_{be}$ ,  $f_{pe}$ ,  $f_{ce}$  пучка та плазми, виміряні на станції «Інтеркосмос-25» (z); значення струмів  $I_{be}$ ,  $I_{bi}$  електронної та іонної інжекцій (у телеметричних вольтах) на висотах  $H \approx 522...850$  км ( $\partial$ ), магнітна оболонка  $L \approx 4.87...1.42$ , виток 337

змінюються умови угрупування заряду уздовж *z*. Ефекти такої конфігурації спостерігаються значною мірою на «Магіон-3» і частково представлені на рис. 9.

На рис. 6 представлено фрагмент 12-хв активного експерименту на витку 190 з аналогічним режимом інжекції, але в інших іоносферних умовах, з іншим співвідношенням частот  $f_{pe}, f_{ce},$  $f_{be}$  (рис. 6, e), та з вищим часовим розділенням переданих телеметричних даних. Цей випадок частково розглянуто в роботі [10], де представлено ВЧ- і НЧ-електричні і магнітні поля, виміряні на обох супутниках, а також проведено порівняння з різними характеристиками ППН в наближенні двохвильової поздовжньої взаємодії на межі лінійної стійкості. Дані на цьому витку



**Рис. 6.** Пітч-кути інжекції іонів ксенону  $\alpha_{pi}$  і електронів  $\alpha_{pe}$  (*a*), магнітні складові ДНЧ-НЧ-хвиль  $b_{lf}$  на частотах 50 Гц (шкала справа) та 15 кГц (шкала зліва) (НВК-ДНЧ), концентрації іоносферної плазми  $n_{ix}$ ,  $n'_{ix}$ , визначені іонними пастками на «Інтеркосмос-25» та «Магі-он-3» відповідно, а також резонансні частоти  $f_{pe}$ ,  $f_{ce}$ ,  $f_{be}$  (фрагменти  $\delta - \epsilon$ ); струми інжекцій  $I_{be}$ ,  $I_{bi}$  у телеметричних вольтах на витку 190 (фрагмент  $\partial$ ,  $H \approx 1500...1750$  км,  $L \approx 1.35...1.45$ )

цікаві, бо для них не спостерігаються будь-які періодичні зміни пітч-кутів інжекції (рис. 6, *a*), або складових магнітного поля  $\delta$ **B**, як на витку 337. Зате спостерігаються періодичні варіації телеметричного струму інжекції іонів ксенону, які не передбачені в жодному з режимів роботи УЗДП. Більше того, аналогічні амплітудні варіації простежуються у вимірах електричного поля в діапазоні радіохвиль 0.1...10 мГц на субсупутнику на відстані 100 км від джерела інжекції [10]. На цьому фоні спостерігаються два помітних результати — один на станції, інший на субсупутнику.

На рис. 6, б показано амплітудні коливання магнітної складової ДНЧ-НЧ-хвиль на частотах 50 Гц (шкала справа) і 15 кГц (шкала зліва), зареєстровані на станції хвильовим комплексом НВК-ДНЧ. Спостерігаються амплітудні коливання хвиль, синхронні з варіаціями струму інжекції Хе<sup>+</sup>-пучка, а також їхнє зростання протягом періоду A (рис. 6, e). Цей ефект часто себе проявляє у результатах інших приладів і неодноразово фіксувався [10]. Зареєстровано також ДНЧ-сплески у досить широкому діапазоні частот у моменти вмикання/вимикання іонного пучка на фоні постійної інжекції *е*-пучка. Але найбільше звертає на себе увагу раптове збільшення амплітуди ДНЧ-хвиль близько 400-ї секунди, візуально не пов'язане з жодним із параметрів інжекції, прихованим чи приведеним на рис. 6, d.

На рис. 6, в приведено результати реєстрації іонних потоків теплової плазми комплексами КМ-10 і КМ-13, зареєстровані на станції і субсупутнику відповідно. Представлено щільність плазми, яка визначалась співвідношенням  $n_{\rho} \equiv$ Плазми, яка влананалов спланалов с  $n_{ix} \approx J_{ix}/ev_s S_0 \sin(\mathbf{B}_0^{\wedge} \mathbf{v}_s)$  за вимірюваннями на «Інтеркосмос-25», де  $S_0$  — площа вхідного вікна іонної пастки, і аналогічно для субсупутника. Збільшення щільності плазми навколо субсупутника n'<sub>ix</sub> (іонних потоків теплової плазми) протягом періоду А збігається за часом з посиленням ДНЧ-полів (рис. 6, д) і ВЧ-активності на «Магіон-3», описаної в роботі [11]. Щільність плазми  $n_e \equiv n_{ix}$ , визначена за вимірами іонних потоків поблизу точки інжекції, яка за своєю величиною на порядок менша від  $n'_{ix}$ , хоча до періоду А ці значення були одного порядку. За короткостроковий час похибка визначення щільності могла бути пов'язана з самим методом, але все ж різниця зареєстрованих іонних потоків на станції і субсупутнику має об'єктивну основу і викликана інжекцією електронів. Але тут є й інший аспект. пов'язаний з невизначеністю оцінки щільності плазми у паузі Хе<sup>+</sup>-інжекції і, відповідно, плазмової частоти  $\omega_{pe}(f_{pe})$  за цей період.

Зміна локальної щільності плазми викликана низкою факторів. Насамперед це інжекція іонів ксенону та компенсаторний потік слабоенергійних електронів на виході УЗДП. Особливо це помітно при малій щільності фонової плазми. Напуск нейтрального газу ксенону в умовах сонячної активності також стимулює зміну щільності.

3 цих причин не можна обмежитись вимірюваннями щільності  $n_e^0$ , проведеними до початку активного циклу роботи прискорювачів. Передбачається, що згладжені варіації щільності плазми і пучка, визначені в точці інжекції і експортовані в область взаємодії, відображають реальні зміни щільностей n<sub>e</sub> і n<sub>be</sub> при стаціонарній інжекції електронів. На витку 190 під час паузи в роботі УЗДП спостерігається ступенева зміна щільності/потоків теплової плазми, пов'язана з різкою зміною потенціалу корпуса супутника. Пауза в роботі іонного інжектора спрощує ситуацію, коли щільність плазми може бути ближчою до незбуреної. Тому при числових розрахунках значення щільності плазми  $n_e^0$  у паузі роботи УЗДП визначались за цими двома рівнями: одне, більше,  $n_e^{01}$  (випадок «1»), зареєстроване при t < 322с і 435 < t < 450 с, друге, менше,  $n_e^{02}$  («2») — при 322 < t < 335 с і 450 < t < 485 с. На рис. 6, *г* представлено плазмову частоту  $f_{pe}$  за весь розглянутий період, адаптовану у паузі іонної інжекції до рівня n<sub>e</sub><sup>01</sup>. Відзначимо, що найбільш важливий результат на рис. 6, в пов'язаний зі збуренням іонних потоків теплової плазми в області «Магіон-3». Зазначені результати на рис. 6, б, в можуть бути пов'язані з нелінійними процесами, ініційованими при поздовжній взаємодії хвиль на межі лінійної стійкості, одна з яких є повільною хвилею просторового заряду пучка.

4.1. Числові характеристики пучкових нестійкостей. Швидкості росту електростатичних хвиль в околі плазмових резонансів  $\omega_3 \approx \omega^{(2)}$  $(\theta_3 = 0.01)$  для витка 337 показано на рис. 7, *a*, б. Залежності 1, 2 отримано при грубому оцінюванні резонансного розстроювання  $\omega_3 - k_{3z} u \approx$  $\approx \omega_3 - \omega_0$  (б $\omega \sim -|\omega_{be}|$ ), а криві 3, 4 — згідно із повним співвідношенням (6). Якщо варіації швидкості росту хвиль і експериментальні дані змінюються як  $\exp[(\gamma_3 + \gamma_D)t]$ , то це можна трактувати як результат пучково-плазмової резонансної взаємодії у випадку, коли загасання Ландау  $\gamma_D << \gamma_3$ . Представлені на рис. 7, *a*, б залежності розглядаються як один з можливих варіантів розвитку нестійкості, бо отримані для різних розстроювань резонансу. Крива 2 відповідає випадку поздовжньої взаємодії на межі лінійної нестійкості ( $\delta \varepsilon_L \approx 0, \, \delta G \approx 0$ ).



**Рис.** 7. Нормована швидкість росту поздовжніх хвиль  $\gamma_3/\omega_3$  на частотах  $\omega_3 \approx \omega^{(2)}(\theta_3 = 0.1)$  (*a*, *b*):  $1 - \delta G \approx 0.414$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.414$ ;  $2 - \delta G \approx 0.004$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.004$ ;  $3 - \delta G \approx -0.11$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx -0.52$ ;  $4 - \delta G \approx -0.75$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.23$ , групова швидкість  $v_g$  плазмових хвиль для  $\delta G \approx -0.25$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.2$  (*5*),  $\delta G \approx -1.5$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx -0.003$  (*b*) та потокова швидкість пучка електронів *u* (7) для різних параметрів нестійкості. На *г*,  $\partial$  швидкість росту свистів  $\gamma_2/\omega_2$  на частотах  $\omega_{c1}$  для  $\theta_2 = 0.35$ ,  $\Delta \omega = 0.07\omega_{ce}$  (*8*) та в наближенні [13] (*10*), а також параметр  $f_{tr} = k_{2z}^2 (v_{\perp}^2/2)/\omega_2^2$  (*9*); на *e* – швидкість росту свистів на частотах  $\omega_{ce}/3$  для  $\theta_2 = 0.1$ ,  $\Delta \omega = 0.1\omega_{ce}$  (*11*). Вертикальні стрілки на *e* – включення (вгору) та виключення (вниз) роботи УЗДП, виток 337

Можна констатувати задовільну кореляцію числових характеристик і експериментальних даних в окремі відрізки часу активного експерименту на витку 337, представлені на рис. 6 і 8. Стимульовані *е*-пучком потоки швидких електронів, зареєстровані протягом 2500...2550 с по зміні інтенсивності, можна зв'язати з представленим на рис. 7 варіантом 2 і частково 3. На рис. 7, *в* приведено також значення групової швидкості пакета хвиль  $v_g = -(\partial \varepsilon_L / \partial k_3)/(\partial \varepsilon_L / \partial \omega_3)$ , збудже-

них при двох різних сценаріях розвитку пучкової нестійкості, але обидва — при негативному нахилі дисперсійної кривої ( $\delta G < 0$ ), а також значення потокової швидкості електронів пучка. Важливо відзначити два відрізки часу, 2540... 2550 с і 2640...2660 с, коли відношення групової і потокової швидкостей  $v_g/u$  було близьким до одиниці, що може стимулювати конвективний характер розвитку нестійкості. Однак навряд чи можна пояснити збільшення потоків швидких електронів у паузі роботи УЗДП (рис. 9,  $\delta$ ) знесовим характером нестійкості при відстані між супутниками  $D \sim L >> u/\gamma_3$ .

На рис. 7, г-е представлено різні характеристики (криві 8...11) електромагнітної нестійкості при збудженні свистових мод на частотах  $\omega_{c1}$  в залежності від резонансного розстроювання  $\omega_2 - n\omega_{ce} - k_{2z}u$ , кута  $\theta_2$  і, звичайно, усередненого квадрата швидкості  $v_{\perp}^2$ . На рис. 7, *г* приведено швидкість росту електромагнітних хвиль при помірних кутах  $\theta_2$  і малій розстройці. Незважаючи на те що всі представлені характеристики отримано в лінійному наближенні і при деякому довільному виборі резонансних розстроювань та кутів  $\theta_2$ , порівняння з експериментальними даними, наприклад з потоками енергійних електронів (рис. 9), цілком виправдане. Але очевидно також, що стимульовані е-пучком свистові моди не можуть бути зареєстровані безпосередньо на субсупутнику, бо в цьому випадку кути поширення повинні бути більшими від  $\theta_2^{res}$ . Для порівняння наших числових результатів з іншими на рис. 7, д показано швидкість росту поперечної нестійкості (крива 10), отриману на основі розв'язків дисперсійного рівняння для збудження свистових хвиль [13]. Криві 8, 10 досить схожі між собою і демонструють сильну залежність від параметра  $f_{tr} = k_{2z}^2 (v_{\perp}^2/2) / \omega_2^2$  (9), який також по-казано. Потрібно відзначити, що криву *10* [13]

казано. Потріоно відзначити, що криву 10 [15] було отримано на основі спрощеного розв'язку дисперсійного рівняння в нехтуванні першим членом діелектричної складової пучка (~ $I_A$  у рівнянні (5)). У даній роботі співвідношення (7) після лінеаризації було зведене до квадратного рівняння з комплексними коефіцієнтами *a, b, c* і, відповідно, розв'язок відносно  $\gamma_2/\omega_2$  отримано в цих термінах для  $b^2 - 4ac < 0$ . Розв'язування дисперсійного рівняння таким способом дуже громіздке і навряд чи зручне для аналітичного подання, але дає точніші оцінки швидкості росту нестійкості.

Швидкість росту поперечної нестійкості сильно залежить від резонансного параметра  $\eta_2 =$ =  $(\omega_2 - k_{2z}u - \omega_{ce})^{-1}$ , особливо для малих пітч-кутів інжекції  $\alpha_{pe}$ . На рис. 7, *е* показано певну регулярну швидкість росту хвиль при постійній розстройці резонансу поблизу частоти  $\omega_2 \approx \omega_{ce}/3$ (що близько до випадку 4 на рис. 4). За час експерименту спостерігаються три часові інтервали з раптовими зривами нестійкості (різке зменшення швидкості росту хвиль) і поступовим її зростанням. Числова перевірка показала, що ці випадки у першу чергу пов'язані зі змінами резонансного параметра η<sub>2</sub>. В цілому розкид поперечних швидкостей  $v_{\perp}^2$  і резонансне розстроювання є набагато більш визначальними параметрами при збудженні нестійкості, ніж відношення  $n_{bo}/n_0$ . В роботі [11] наведено дані аномальних потоків теплової плазми і інтенсивностей хвиль в різних частотних діапазонах, що були зареєстровані на обох супутниках і збігаються за часом з розглянутими на рис. 7, е зривами поперечної нестійкості. Очевидно також, що ці випадки пов'язані з циклічною роботою іонного прискорювача і відношенням резонансних частот  $\omega_{pe}/\omega_{ce}$  на витку 337.

Характеристики поздовжньої і поперечної нестійкостей, визначені без врахування взаємного зв'язку, очевидно, не завжди відповідають дійсності. На рис. 8 розглянуто альтернативний розвиток електромагнітної нестійкості на основі припущення про залежність кута поширення збуджених свистів  $\theta_2$  від глибини проникнення е-пучка у плазму, тобто від швидкості росту поздовжньої нестійкості. Можна вважати, що це є одним із наближень у вивченні питання про взаємозалежність пучкових нестійкостей в результаті модуляції функції розподілу електронів пучка у полі збуджених поздовжніх і поперечних хвиль. На рис. 8, а, б приведено швидкість росту поздовжніх хвиль поблизу плазмових резонансних частот  $\omega^{(2)}$  (залежність 1) і  $\omega^{(1)}$  (2...5) для витка 190. Характеристики 2, 3 (при  $\delta \varepsilon_I \ge 0$ ) і 4, 5 ( $\delta \varepsilon_I \le$ 

0) отримано для «1»- і «2»-го варіантів плазмової частоти у паузі роботи УЗДП за даними іонної пастки КМ-10. Порівняння цих характеристик проведено з диференціальними потоками електронів різних енергій (рис. 10, 11). На рис. 8, в показано також співвідношення потокової швидкості електронів пучка и і групової швидкості  $v_{\sigma}$ поздовжніх хвиль, збуджених поблизу  $\omega^{(2)}$  при  $\delta G \approx -0.05$  і  $\delta \varepsilon_L \approx 0.45$ . Співвідношення швидкостей  $u \sim v_g$  спостерігається досить тривалий час, починаючи з деякого відрізку часу А, що приблизно збігається з початком посилення іонних потоків теплової плазми на субсупутнику, показаного на рис. 6, в. Навіть з урахуванням різних наближень при визначенні характеристик поздовжньої нестійкості за участю повільних мод е-пучка зростання іонних потоків теплової плазми за період А можна пов'язати з лінійною стадією розвитку нестійкості.

Однак в даній роботі об'єктом уваги є резонансні ефекти взаємодії потоків заряджених частинок зі стимульованими *е*-пучком поздовжніми і поперечними хвилями. Збудження останього типу хвиль розглянуто на рис. 8, *е*—*е*. На рис. 8, *е* представлено швидкість росту свистових хвиль  $\gamma_2/\omega_2$  на частотах  $\omega_{c1}$  для кутів  $\theta_2 = 0.15$ ,  $\Delta \omega = 0.2 \omega_{ce}$  (крива 8) незалежно від історії поздовжньої взаємодії. Навпаки, криві *9, 10* отримано у припущенні про залежність кута збудження свистової моди від швидкості росту поздовжніх хвиль:

$$\theta_2 \sim \theta_2^0 [1 + (u|k_{2\tau}|/\gamma_3)^{\alpha}], (\alpha \approx 1/3),$$
 (16)

про що йшлося у п. 3.3. В даному випадку при визначенні залежностей (9), (10) використано значення кута поширення  $\theta_2^0 = 0.15$ , як для залежності (8) для коректного порівняння. Швидкість росту поздовжньої нестійкості, яка одночасно може розгойдуватись, визначалася на межі лінійної стійкості для  $\delta \varepsilon_L \approx 0.45$  при негативному нахилі дисперсійної кривої  $\delta G \approx -0.9$  (9),  $\delta G \approx -0.67$  (10). На цих прикладах можна спостерігати раптові зміни швидкості росту поперечних хвиль в залежності від умов збудження поздовжніх хвиль. Саме зміна кутів збудження свистів всередині резонансного конуса відповідальна за характерні зміни швидкості росту





**Рис. 8.** Швидкість росту поздовжніх хвиль на частотах  $\omega^{(2)}(I)$  і  $\omega^{(1)}(2-5)$  для варіантів '1' (*a*) і '2' (*б*) при визначенні плазмової частоти  $f_{pe}$  у паузі іонної інжекції:  $I - \delta G \approx -0.05$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.45$ ;  $2 - \delta G \approx -0.75$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.45$ ;  $3 - \delta G \approx -0.35$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx 0.45$ ;  $4 - \delta G \approx -0.44$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx -0.33$ ;  $5 - \delta G \approx -0.55$ ,  $\delta \varepsilon_L \approx -0.27$ ; e - групова швидкість  $v_g$  плазмових хвиль поблизу  $\omega^{(2)}$  у випадку '1' (*б*) та потокова швидкість електронів u(7); e - e — швидкості росту свистів  $\gamma_2/\omega_2$  на частотах  $\omega_{c1}$  для  $\theta_2 = 0.15$ ,  $\Delta \omega = 0.2\omega_{ce}$  (*8*), а також  $\gamma'_2$  в наближенні (16) для  $\delta \varepsilon_L \approx 0.45$ ,  $\delta G \approx -0.9$  (*9*), і  $\delta G \approx -0.67$  (*10*) на витку 190

свистів  $\gamma'_2$  (криві 9, 10). В цьому полягає корінна відмінність трактування представлених результатів від аналогічних в роботі [1].

**4.2.** Взаємодія свистових мод з зарядженими частинками. Потоки швидких електронів, зареєстровані спектрометром ДОК-А («Магіон-3») для різних пітч-кутів на витку 337, представлені на рис. 9, *б*—г. Різноманітність іоносферних



**Рис.** 9. Потоки електронів  $J_{2e}$  з енергією 25, 63 кеВ (б, в) і  $J_{1e}$  для 101 кеВ (г), пітч-кути реєстрації для напрямків '1e', '2e' (ДОК-А) на витку 337 (а), Функція  $R_{jz}^{(l)}(\omega_2)$ для різних умов взаємодії хвиля — частинка (д): I — циклотронний резонанс для хвиль з  $\theta_2 = 0.18$ ,  $\Delta \omega \sim 0.4 \omega_{ce}$  і електронів 43 кеВ (l = 1, k = 2) в напрямку  $j = 2; 2 - \theta_2 =$ 0.07,  $\Delta \omega \sim 0.2 \omega_{ce}, l = -1, k = 1, j = 1; 3 - \theta_2 = 0.07, \Delta \omega \sim$ 0.5 $\omega_{ce}, l = -1, k = 1, j = 2$ 

електронних потоків стимульована електронною та іонною пучковими інжекціями одночасно. Остання має дуже характерні періодичні коливання струму інжекції на обох витках, які дозволяють простежити її вплив як у ближній, так і в дальній областях. Саме за такими періодичними змінами було виявлено вплив Xe<sup>+</sup>-інжекції на іонні потоки теплової плазми і електричні ВЧ-поля на субсупутнику [10, 12]. Ефект інжекції *е*-пучка також простежується по характерних змінах параметрів, але у більшості випадків для цього потрібен глибший аналіз. Наприклад, варто звернути увагу на електронні потоки у паузі іонної інжекції при t = 2450...2480 с. Незвичайну поведінку стимульованих

потоків іоносферних електронів  $J_{2\rho}$  з енергією 25 кеВ (k = 1) зареєстровано давачем '2e' з V-подібною формою збурень. Виникає питання, з яким механізмом взаємодії хвиля — частинка пов'язане подібне послаблення потоків і подальше їхнє зростання. Якщо ми знаємо, що стимульовані е-пучком поздовжні і поперечні хвилі переважно спрямовані в нижню і верхню півсфери відповідно, то не зайвим буде знати, який тип хвиль викликав таке V-подібне збурення. У зв'язку з цим слід зазначити, що пітч-кути частинок, що рухаються до Землі і захоплені апертурою давачів, менші за 90°, і навпаки, більші за 90° — для висхідних потоків. Оскільки взаємодія хвиля — частинка розглядається для свистів, стимульованих е-пучком у протилежному до його руху напрямку, то пітч-кути іоносферних електронів, що взаємодіють з ними, повинні бути меншими за 90° (див. рис. 1). Пітч-кути таких електронних потоків, зареєстровані давачем '2е', відзначені штриховою кривою на рис. 9, а. Оскільки у плазмі з  $\omega_{pe}^2 < \omega_{ce}^2$  (рис. 5, *e*) стиму-льована пучком хвильова енергія передається у ВЧ-області переважно поздовжніми хвилями, зареєстровані спектрометром ДОК-А електронні потоки з  $\alpha_{ni} > 90^{\circ}$  були збурені в нижній півсфері. Представлені на рис. 9, б, в стимульовані електронні потоки на субсупутнику, у паузі Хе<sup>+</sup>інжекції, можна порівняти з інкрементом поздовжніх хвиль (рис. 7, а, б). Це порівняння дає деякі відповіді на V-подібну поведінку (спад і зростання) стимульованих потоків іоносферних електронів.

Електронні потоки  $J_{1e}$ , зареєстровані давачем '1e' для t = 2360...2450 с, можуть бути пов'язані зі специфічними умовами пучково-плазмової взаємодії, коли *e*-пучок інжектувався практично уздовж магнітних силових ліній ( $\alpha_{pe} \approx 0^{\circ}$ ) з максимально можливою щільністю пучка. У нижній частині рис. 9,  $\partial$  приведено функцію  $R_{jz}^{(l)}(\omega_2)$  для різних типів взаємодії хвиля — частинка. Перетин функцією значень 1 визначає тимчасові інтервали, де подвійна резонансна умова (15) може реалізуватися. Так, наприклад, для потоків  $J_{je}$  (j = 1, 2) з енергіями електронів 25 та 101 кеВ (k = 1, 4) збурення за період t = 2450...2475 і 2600...2650 с можна віднести до циклотронних і аномально-циклотронних резонансів з електронами відповідних енергій. Збудження свистів та їхню резонансну взаємодію з іоносферними потоками енергійних електронів необхідно розглядати в кожному окремому випадку. Вимірювання енергійних частинок на витку 337 були проведені на перетині магнітних оболонок з  $L \approx 4.87...1.42$ , тобто при русі з зовнішніх радіаційних поясів Землі у стабільні внутрішні. Немає сумнівів у тому, що збурення іоносферних потоків викликані інжекцією заряджених частинок з борту станції, а не природною геофізичною активністю.

Аналогічне дослідження результатів резонансної взаємодії свистових мод і частинок (ДОК-А) для витка 190 з  $\omega_{pe}^2 \ge \omega_{ce}^2$  представлено на рис. 10. Розглядається також збудження *e*-пучком поздовжніх хвиль при черенковській (n = 0) і поперечних при циклотронному (n = 1) резонансах. Ця схема є однією з найбільш енергетично вигідних з точки зору передачі кінетичної енергії пучка у хвильову активність. На рис. 10, б-г показано потоки електронів  $J_{1e}$  і  $J_{2e}$  для енергій 25 і 180, 245 кеВ (k = 5, 6), а на рис. 10, a — пітч-кути реєстрації для двох електронних давачів. Резонансна функція  $R_{jz}^{(l)}$  для нульового та першого порядку циклотронних резонансів l = 0, +1 при взаємодії свистових мод з електронами різних енергій представлена на рис. 10, д. При циклотронному резонансі значення функції  $R_{jz}^{(l)}$  іноді зазнають дуже різких змін, зокрема зміни знаку. З одного боку, потрібна дуже ретельна оптимізація параметрів, щоб перетин функції з одиницею міг бути представлений так, як для витка 337. З іншого боку, цей перетин все-таки відбувається, як можна бачити на рис. 10, 11, на яких представлено логарифмічну функцію  $R_{log}^{(+1)} =$ = sign $(R_{jz}^{(+1)})$ lg $|R_{jz}^{(+1)}|$  для великих значень зі зміною знака. Різкі зміни диференціальних потоків енергійних електронів на рис. 10, б-г можна пов'язати з циклотронними резонансами, як і у випадку на витку 337. Варіації потоків  $J_{1e}$ зв'язуються з резонансом l = 0 при взаємодії зі свистами у вищих шарах іоносфери. Характерні зміни інтенсивності висхідних потоків  $J_{2e}$  ( $\alpha_{pi}$  > > 90°) можуть бути викликані або взаємодією з поздовжніми хвилями, або зі стимульованими е-пучком поперечними модами при резонансах



**Рис.** 10. Потоки електронів  $J_{1e}$  з енергією 25 кеВ (б) і  $J_{2e}$  для 180, 245 кеВ на *в* і *г* відповідно, а також пітч-кути рестрації для напрямків '1e', '2e' (*a*). Фрагмент  $\partial$  — резонансні функції  $R_{jz}^{(l)}(\omega_2)$  для різних умов взаємодії: 2, 3, 4 -для загасання свистових мод ( $\theta_2 = 0.37$ , l = 0,  $\Delta \omega \sim 0.1\omega_{ce}$ ) на електронах з k = 4, 3, 2 відповідно, зареєстровані давачем '1e' (j = 1), резонансна функція *I* визначена як  $R_{log}^{(l)} = \text{sign}(R_{jz}^{(l)}) |g| R_{jz}^{(l)}| (l = 1, k = 2, j = 1)$ , виток 190

n = 0, -1. При цьому зміни інтенсивності потоків легко зв'язати з раптовими змінами швидкості росту свистових хвиль, як на рис. 8, г-е. У першому випадку нам потрібно буде припустити, що збудження поздовжньої нестійкості також модулюється зустрічними поперечними хвилями. В роботі [10] за даними «Магіон-3» на витку 337 приведено результати реєстрації стимульованих електричних ВЧ-полів за допомогою дипольної антени (приймач ПРС-С). Результати продемонстрували характерне зростання ВЧ-полів на значно вищих частотах, ніж резонансні частоти плазми. Виявлено також кореляцію амплітуд ВЧ-полів з нелінійними струмами електронного пучка, індукованими у полі поздовжніх і поперечних нестабільних хвиль.



**Рис.** 11. Електронні потоки  $J_{ej}$  (j = 1, ..., 6, спектрометр МПС) для енергій 0.13, 0.362, 1.416, 1.99, 2.799 кеВ (відповідно k = 7, 10, 14, 15, 16) ( $\delta$ —e). Фрагмент a — пітчкути  $a_{pj}$  реєстрації давачем електронів для секторів j = 2, 3, 4, 5. Фрагмент d:  $I - R_{log}^{(+1)}$  для електронів 1.99 кеВ (k = 15, j = 3) та косих свистів; 2 — функція  $R_{2z}^{(0)}(\omega_2)$  для електронів 0.047 кеВ (k = 4, j = 2), виток 190. (На фрагментах a - e шкали зліва — для кривих j = 2, 3 та k = 16, 15, 16 відповідно; шкали справа — для кривих j = 4, 5 та k = 10, 14, 7 відповідно)

Умови резонансного збудження хвиль і взаємодії з електронними потоками підтримуються в широкому діапазоні енергій і параметрів пучка та плазми. Це підтверджується даними реєстрації слабоенергійних електронів спектрометром МПС, що має секторальну вхідну апертуру давачів заряджених частинок в широкому діапазоні пітч-кутів  $\alpha_{pj}$ , тут j = 1,..., 6 (рис. 1). Аналіз поведінки аномальних потоків  $J_{ej}$  на витку 190 проведено в такій же манері, як і у двох попередніх випадках. На всіх рис. 11,  $\delta$ —e потоки електронів демонструють спокійно спадну структуру зміни інтенсивності, за винятком інтервалу t == 360...400 с, що приблизно збігається з інтервалом A на рис. 6, e. Саме протягом цього часу спостерігаються аномальні потоки електронів, які також збігаються з різкими змінами функції  $R_{\log}^{(+1)}$ , що перетинає значення  $R_{jz}^{(+1)}(\omega_2) = 1$ . Майже тоді ж спостерігалися аномальні сплески інтенсивності НЧ- і ВЧ-хвиль на станції і субсупутнику відповідно, представлені в роботі [10]. По характерній поведінці стимульованих потоків на рис. 9—11 можна зробити висновок, що іоносферні частинки дуже чутливі до будь-яких варіацій пучково-плазмової взаємодії і збуджених полів в різних частотних діапазонах. Результати реєстрації енергійних частинок на витку 190 отримані для стабільних плазмових оболонок з *L* ≈ 1.35...1.45. Вивчення взаємодії частинка — хвиля — частинка для кутів  $\theta_2$  (рис. 8—10), справедливо в наближенні геометричної оптики для локальної області простору, коли можна знехтувати екскурсією хвильових нормалей в дакті шільності. Однак при загальній потужності інжекції пучків в іоносферну плазму відбувається також генерація хвиль альвенівського і свистового діапазонів, що поширюються у магнітних силових дактах. Взаємодія цих хвиль із зарядженими частинками може також призвести до висипань енергійних електронів.

Можна продовжити вивчення взаємодії хвиля — частинка у інший експериментальний спосіб. На рис. 12, *а* функцію  $R_{iz}^{(l)}(\omega_2)$  приведено для різних типів резонансної взаємодії енергійних електронів зі свистовими модами на витку 337. Інтервали, де подвійний резонанс можливий позначені літерами А, Б, В, Г. Відбір даних у зазначені періоди часу для аналізу в залежності від параметра є подальшою обробкою результатів експерименту другого рівня приблизно у такий спосіб, як це було зроблено в роботі [1]. Формування окремого файлу фізичних записів, складених із експериментальних даних і числових характеристик, відбувається на першому етапі обробки результатів з елементами моделювання активного експерименту в космосі. Записи формувалися в околі значень  $R_{iz}^{(l)} = 1$  і потім перерозподілялись в залежності від параметра, яким міг бути один з параметрів пучка/плазми або числова характеристика. Результати представлено на відповідних фрагментах А, Б, В, Г (блоках) для різних енергій електронів і напрямків реєстрації давачами ДОК-А. Коректне порівняння з експериментальними результатами можна зробити тільки для вузького діапазону енергій, пітч-кутів реєстрації і кутів  $\theta_2$ . Слід додати, що при такій вибірці можна отримати результат, який навряд чи можна спланувати технічно при підготовці космічного експерименту.

Фрагменти В, Г на рис. 12 було отримано для електронних потоків, зареєстрованих протягом часу В і Г. На фрагменті В електронні потоки  $J_{1e}$ ,  $J_{2e}$  для енергій 63 кеВ (k = 3) і 101 кеВ (k = 4) відповідно представлено в залежності від резонансних значень  $R_{1z}^{(0)}$  (l = 0). Аналогічно, пото-ки для 101 і 180 кеВ (k = 4, 5) були отримані при  $R_{1k}^{(-1)} \to 1$  на фрагменті Г. Варіації потоків викликані різними механізмами взаємодії хвиля — частинка, а також пітч-кутовим розкидом. В результаті ці механізми можуть викликати як прискорення, так і гальмування електронів в залежності від фази взаємодії з хвилею кінцевої амплітуди. Один з висновків, який можна зробити з представлених даних, полягає в тому, що взаємодія стимульованих хвиль і частинок на першій циклотронній гармоніці переходить в резонанс Черенкова і навпаки. Ці ефекти визначаються знаком енергообміну між хвилею і частинкою, а також фазою захоплення електронів у полі хвилі [7]. Взаємодія правої свистової моди і електронів викликає допплерівське зміщення частоти  $\mathbf{k}_{2z} \cdot \mathbf{v}_e$  до значень, коли реалізується умова циклотронного резонансу.

Стимульовані зустрічними свистовими модами потоки енергійних електронів можуть бути зареєстровані давачами ДОК-А для пітч-кутів, менших за 90° (рис. 9, *a*). Малоймовірно, що збурення потоків  $J_{2e}$  були викликані свистами за період часу В, через те що  $\alpha_{p2} > 90°$ . Вивчення збуджених потоків швидких електронів за допомогою резонансної функції  $R_{jk}^{(l)}(\omega_2)$  показує, коли і за яких умов розглянуті ефекти викликані резонансною взаємодією заряджених частинок із свистовими модами. Стимульовані в нижній півсфері іоносфери ефекти поздовжньої пучково-плазмової взаємодії можуть бути також відповідальними за реєстрацію потоків на субсупутнику «Магіон-3». Але для цього необхідно виконати аналогічне дослідження резонансних



**Рис. 12.** Функція  $R_{jz}^{(l)}(\omega_2)$  (вгорі) для різних типів взаємодії свистів і електронів (ДОК-А), фрагмент *a*, виток 337:  $I - R_{1z}^{(0)}$  для електронів 43 кеВ, зареєстрованих давачем '1е' для резонансу Ландау ( $l = 0, j = 1, \theta_2 = 0.27$ );  $2 - R_{1z}^{(1)}$ для циклотронного резонансу електронів 63 кеВ (l = -1,  $\theta_2 = 0.1$ );  $3, 4 - R_{1z}^{(1)}$  для електронів 25 кеВ с різними умовами збудження свистів;  $5 - R_{2z}^{(0)}$  аналогічно *I*, але для електронів, зареєстрованих давачем '2е'. На фрагментах *a*, *б*, *в*, *е* представлено електронні потоки  $J_{1e}, J_{2e}$  для відповідних інтервалів часу А, Б, В, Г (див. вгорі) в залежності від  $R_{iz}^{(l)}$ 

ефектів збудження і поглинання поздовжніх хвиль на одній з резонансних частот. Вивчення взаємодії заряджених частинок зі свистовими модами, стимульованими інжекцією і віддзеркаленими в нижніх шарах іоносфери D, E, F, очевидно, має іншу основу. Воно також має місце бути в залежності від геофізичної активності, конфігурації інжекції і супутників.

### 5. ВИСНОВКИ

Нестійкості пучково-плазмової взаємодії та процеси збудження поздовжніх і поперечних хвиль при малих кутах відхилення від магнітного поля

розглядались за даними активного експерименту в космосі з інжекцією заряджених частинок. Реєстрацію стимульованих сплесків потоків заряджених частинок, збурень складових квазіпостійного магнітного і електричного полів, а також іонних потоків теплової плазми проведено у подвійній супутниковій системі («Інтеркосмос-25» і «Магіон-3») на витках 190 і 337. Стимульовані електронною інжекцією електромагнітна і поздовжня пучкові нестійкості відповідальні за відзначені ефекти. Вивчення поздовжньої нестійкості проведено в термінах взаємодії двох поздовжніх хвиль, одна з яких є повільною пучковою модою з негативною енергією. Числове дослідження нестійкості виконано для частоти  $\omega_0$ і хвильового вектора  $k_0$ , які визначались малим відхиленням дисперсійної функції  $\delta \varepsilon_I(\omega_0, k_0) \neq$ 0 та її похідної на межі лінійної стійкості. Розвиток пучково-анізотропної нестійкості щодо збудження зустрічної свистової моди на циклотронному резонансі відбувається на частотах, що визначаються дисперсійним рівнянням. Грунтуючись на аналогії інжектованого е-пучка з плазмовою антеною, було зроблено припущення про залежність кута збудження свистової моди від швидкості росту поздовжньої нестійкості. Що вона більша, то менша глибина проникнення електронного пучка у плазму, і збудження свистів слід очікувати при більших кутах до поля **В**о і навпаки. Оцінку швидкості росту свистів проведено як з урахуванням такої феноменологічної залежності, так і без неї. Це дозволяє порівняти різні випадки розвитку нестійкостей з експериментальними даними. До числа основних експериментальних результатів можна віднести такі.

Зареєстровано збурені *е*-пучком потоки швидких і слабоенергійних електронів на суб-

супутнику «Магіон-3» на відстані 90...110 км від станції «Інтеркосмос-25». Резонансні ефекти можуть бути пов'язані як з поздовжніми, так і з поперечними/свистовими хвилями в залежності від пітч-кута реєстрації частинок на субсупутнику і умов збудження хвиль пучком. Стимуляція електронних потоків в діапазоні енергій 20...30 кеВ пов'язана зі збудженням свистових хвиль на першій гармоніці електронного циклотронного резонансу в умовах нормального ефекту Допплера. Хвилі, поширюючись проти напрямку інжекції е-пучка, взаємодіють в дальній зоні з енергійними електронами на черенковському і циклотронних резонансах. Для дослідження збурень потоків заряджених частинок на субсупутнику використовувалось подвійне резонансне співвідношення для збудження і поглинання свистів у вигляді функції  $R_{jz}^{(l)}(\omega_2)$ . Функція  $R_{jz}^{(l)} \approx 1$  для черенковського і циклотронного резонансів (l = 0, +1) підтверджує природу сплесків потоків електронів.

Розгляд лінійних механізмів пучкових нестійкостей є одним із наближень для аналізу зареєстрованих ефектів взаємодії типу хвиля — частинка. В умовах постійної модульованої інжекції вихід на нелінійну стадію пучково-плазмової взаємодії і генерації НЧ- і ВЧ-хвиль буде супроводжуватись зривами режиму і переходом знову до лінійного етапу взаємодії.

Автори вдячні В. В. Афоніну, В. С. Докукіну, А. Кірагі, М. Чобану за їхній величезний внесок в розвиток цієї роботи. Ми також присвячуємо цю роботу світлої пам'яті К. Кудели, Я. Шмілауера і Ю. Я. Ружина — науковим керівникам космічних експериментів в рамках проєкту АПЕКС.

#### ЛІТЕРАТУРА

- 1. Баранец Н. В., Ружин Ю. Я., Ерохин Н. С. и др. Резонансные эффекты взаимодействия волн и частиц при искусственной инжекции пучков заряженных частиц в ионосферной плазме. *Космічна наука і технол*. 2014. **20**, № 5. С. 3—26.
- 2. Капцов Н. А. Радиофизическая электроника. Москва: Изд-во МГУ, 1960.
- 3. Кіценко О. Б., Степанов К. М. Про проходження пучка заряджених частинок через магнітоактивну плазму. *Укр. фіз. журн.* 1961. **6**, № 3. С. 297—307.
- 4. Коваленко В. П. Электронные сгустки в нелинейном коллективном взаимодействии пучков с плазмой. *Успехи физ. наук.* 1983. **139**, № 2. С. 223–263.
- 5. Михайловский А. Б. Теория плазменных неустойчивостей. Москва: Атомиздат, 1975. Т. 1.
- 6. Незлин М. В. Волны с отрицательной энергией и аномальный эффект Допплера. *Успехи физ. наук.* 1976. **120**, № 3. С. 481—495.
- 7. Albert J. M. Gyroresonant interactions of radiation belt particles with a monochromatic electromagnetic wave. J. Geophys. Res. 2000. 105, № A9. P. 21191–21209.
- An X., Bortnik J., Van Compernolle B., et al. Electrostatic and whistler instabilities excited by an electron beam. *Phys. Plasmas*. 2017. 24. P. 072116.
- 9. An X., Van Compernolle B., Bortnik J., et al. Resonant excitation of whistler waves by a helical electron beam. *Geophys. Res. Lett.* 2016. **43**, № 6. P. 2413–2421.
- 10. Baranets N., Ruzhin Yu., Dokukin V., et al. Injection of 40kHz-modulated electron beam from the satellite: I. Beam-plasma interaction near the linear stability boundary. *Adv. Space Res.* 2017. **59**, № 12. P. 2951–2968.
- 11. Baranets N., Ruzhin Yu., Dokukin V., et al. Injection of 40-kHz-modulated electron beam from the satellite: II. Excitation of electrostatic and whistler waves. *Adv. Space Res.* 2020. **65**, № 1. P. 30–49.
- 12. Baranets N., Ruzhin Yu., Erokhin N., et al. Acceleration of energetic particles by whistler waves in active space experiment with charged particle beams injection. *Adv. Space Res.* 2012. **49**, № 5. P. 859–871.
- 13. Bell T. F., Buneman O. Plasma instability in the whistler mode caused by a gyrating electron stream. *Phys. Rev.* 1964. **133**, № A5. P. A1300–A1302.
- 14. Borg G. G., Harris J. H., Martin N. M., et al. Plasmas as antennas: Theory, experiment and applications. *Phys. Plasmas*. 2000. 7, № 5. P. 2198–2202.
- 15. Briggs R. J. Electron-stream interaction with plasmas. Cambridge. Massachusets: The M. I. T. Press, 1964.
- 16. Denig W. F., Maynard N. C., Burke W. J., et al. Electric field measurements during supercharging events on the MAIMIK Rocket Experiment. J. Geophys. Res. 1991. 96, № A3. P. 3601–3610.
- 17. Fried B. D., Conte S. D. The plasma dispersion function. New York: Academic Press, 1961.
- 18. Fu X. R., Cowee M. M., Liu K., et al. Particle-in-cell simulations of velocity scattering of an anisotropic electron beam by electrostatic and electromagnetic instabilities. *Phys. Plasmas.* 2014. **21**. 042108.
- 19. Kiraga A., Klos Z., Oraevsky V. N., et al. Observation of fundamental magnetoplasma emissions excited in magnetosphere by modulated electron beams. *Adv. Space Res.* 1995. **15**, № 12. P. 21–24.
- 20. Lizunov G., Volokitin A., Blazhko I. Dynamics and relaxation of an artificial electron beam. *Adv. Space Res.* 2002. **29**, № 9. P. 1391–1396.
- Němeček Z., Šafránková J., Přech L., et al. Artificial electron and ion beam effects: Active Plasma Experiment. J. Geophys. Res. 1997. 102, № A2. P. 2201–2211.
- 22. Přech L., Němeček Z., Šafránková J., et al. Actively produced high-energy electron bursts within the magnetosphere: the APEX project. *Ann. Geophys.* 2002. **20**. P. 1529–1538.
- 23. Přech L., Ruzhin Yu. Y., Dokukin V. S., et al. Overview of APEX project results. *Front. Astron. Space Sci.* 2018. **5**. Id. 46. DOI:10. 3389/fspas. 2018. 00046.
- 24. Stenzel R. L. Antenna radiation patterns in the whistler wave regime measured in a large laboratory plasma. *Radio Sci.* 1976. **11**, No. 12. 1045–1056.
- 25. Stenzel R. L. Whistler waves in space and laboratory plasmas J. Geophys. Res. 1999. 104, № A7. P. 14,379–14,395.
- Timofeev I. V., Volchok E. P., Annenkov V. V. Theory of a beam-driven plasma antenna. *Plasma Phys.* 2016. 23. P. 083119. https://doi.org/10.1063/1.4961218

#### REFERENCES

- Baranets N., Ruzhin Yu., Erokhin N., Afonin V., Vojta J., Smilauer J., Kudela K., Matisin J., Ciobanu M. (2014). Resonance effects of wave-particle interactions during artificial charged particle beam injections in an ionospheric plasma. *Space Sci. and Technol.*, 20 (5), 3–26.
- 2. Kaptsov N. A. (1960). Radiophysical electronics. Moscow: Moscow State University Publishing House.
- 3. Kitsenko O. B., Stepanov K. M. (1961). About the passage of a beam of charged particles through a magnetoactive plasma. *Ukr. J. Phys.*, **6** (3), 297–307.
- 4. Kovalenko V. P. (1983). Electron bunches in nonlinear collective interaction of beams with plasma. *Soviet Physics Uspekhi*, **139** (2), 223–263.
- 5. Mikhailovskij A. B. (1975). Theory of plasma instabilities. Moscow: Atomizdat. Vol. 1.
- 6. Nezlin M. V. (1976). Waves with negative energy and the anomalous Doppler effect. *Soviet Physics Uspekhi*, **120** (3), 481–495.
- Albert J. M. (2000). Gyroresonant interactions of radiation belt particles with a monochromatic electromagnetic wave. J. Geophys. Res., 105 (A9), 21191–21209.
- 8. An X., Bortnik J., Van Compernolle B., et al. (2017). Electrostatic and whistler instabilities excited by an electron beam. *Phys. Plasmas*, **24**, 072116.
- 9. An X., Van Compernolle B., Bortnik J., et al. (2016). Resonant excitation of whistler waves by a helical electron beam. *Geophys. Res. Lett.*, **43** (6), 2413–2421.
- 10. Baranets N., Ruzhin Yu., Dokukin V., et al. (2017). Injection of 40kHz-modulated electron beam from the satellite: I. Beamplasma interaction near the linear stability boundary. *Adv. Space Res.*, **59** (12), 2951–2968.
- Baranets N., Ruzhin Yu., Dokukin V., et al. (2020). Injection of 40-kHz-modulated electron beam from the satellite: II. Excitation of electrostatic and whistler waves. *Adv. Space Res.*, 65 (1), 30–49.
- 12. Baranets N., Ruzhin Yu., Erokhin N., et al. (2012). Acceleration of energetic particles by whistler waves in active space experiment with charged particle beams injection. *Adv. Space Res.*, **49** (5), 859–871.
- 13. Bell T. F., Buneman O. (1964). Plasma instability in the whistler mode caused by a gyrating electron stream. *Phys. Rev.*, **133** (A5), A1300–A1302.
- 14. Borg G. G., Harris J. H., Martin N. M., et al. (2000). Plasmas as antennas: Theory, experiment and applications. *Phys. Plasmas*, 7 (5), 2198–2202.
- 15. Briggs R. J. (1964). Electron-stream interaction with plasmas. Cambridge. Massachusets: The M. I. T. Press.
- Denig W. F., Maynard N. C., Burke W. J., et al. (1991). Electric field measurements during supercharging events on the MAIMIK Rocket Experiment. J. Geophys. Res., 96 (A3), 3601–3610.
- 17. Fried B. D., Conte S. D. (1961). The plasma dispersion function. New York: Academic Press.
- 18. Fu X. R., Cowee M. M., Liu K., et al. (2014). Particle-in-cell simulations of velocity scattering of an anisotropic electron beam by electrostatic and electromagnetic instabilities. *Phys. Plasmas*, **21**, 042108.
- Kiraga A., Klos Z., Oraevsky V. N., et al. (1995). Observation of fundamental magnetoplasma emissions excited in magnetosphere by modulated electron beams. *Adv. Space Res.*, 15 (12), 21–24.
- 20. Lizunov G., Volokitin A., Blazhko I. (2002). Dynamics and relaxation of an artificial electron beam. *Adv. Space Res.*, **29** (9), 1391–1396.
- Němeček Z., Šafránková J., Přech L., et al. (1997). Artificial electron and ion beam effects: Active Plasma Experiment. J. Geophys. Res., 102 (A2), 2201–2211.
- Přech L., Němeček Z., Šafránková J., et al. (2002). Actively produced high-energy electron bursts within the magnetosphere: the APEX project. Ann. Geophys., 20, 1529–1538.
- Přech L., Ruzhin Yu. Y., Dokukin V. S., et al. (2018). Overview of APEX project results. *Front. Astron. Space Sci.*, 5, Id. 46. DOI:10. 3389/fspas. 2018. 00046.
- 24. Stenzel R. L. (1976). Antenna radiation patterns in the whistler wave regime measured in a large laboratory plasma. *Radio Sci.*, **11** (12), 1045–1056.
- 25. Stenzel R. L. (1999). Whistler waves in space and laboratory plasmas J. Geophys. Res., 104 (A7), 14,379–14,395.
- Timofeev I. V., Volchok E. P., Annenkov V. V. (2016). Theory of a beam-driven plasma antenna. *Plasma Phys.*, 23, 083119. https://doi.org/10.1063/1.4961218

Стаття надійшла до редакції	19.07.2021	Received 19.07.2021
Після доопрацювання	07.09.2021	Revised 07.09.2021
Прийнято до друку	22.11.2021	Accepted 22.11.2021
*N. V. Baranets*<sup>1</sup>, Senior Researcher, PhD in Phys.&Math. E-mail: baranets@izmiran.ru <u>*Yu. Ya. Ruzhin*</u><sup>1</sup>, Dr. Sci. in Phys.&Math., Professor *J. Vojta*<sup>2</sup>, leading designer-researcher

<sup>1</sup> Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere, and Radio Wave Propagation, Russian Academy of Sciences (IZMIRAN)
 Kaluzhskoe Hwy 4, Troitsk, Moscow region, Russian Federation, 142190
 <sup>2</sup> Institute of Atmospheric Physics, Academy of Sciences of the Czech Republic
 14131 Prague, Czech Republic

# WAVE-PARTICLE INTERACTION DURING ELECTRON BEAM-MODULATED INJECTION INTO THE IONOSPHERIC PLASMA. THEORY AND EXPERIMENT

We present the results of the active space experiment with charged particle beam's injection (electrons and xenon ions) carried out onboard Intercosmos-25 station and daughter Magion-3 subsatellite. The ones are obtained under conditions when the particle beams were injected in opposite directions relative to the magnetic field  $\mathbf{B}_0$  in such a way that the electron injection was directed towards the Earth. Mechanisms of beam-plasma instabilities relative to the excitation of electrostatic and electromagnetic waves are considered during the electron beam injection (~10 keV, 0.1 A) from the Intercosmos-25 station. Development of transverse instability on the first cyclotron resonance leads to the excitation of whistler mode waves backward-propagating relative to the injected electrons (from the Earth). The investigation object was the beam-excited differential fluxes of ionospheric electrons in a wide energetic range of 27 eV - 412 keV registered by the charged particle spectrometers onboard the Magion-3 subsatellite. Thereby, the interaction of whistler waves with ionospheric electron fluxes is stimulated by the energy transfer mechanisms such as 'particle-wave-particle'. Numerical results of beam-plasma instabilities are compared also with thermal plasma parameters registered at different space points on the station and subsatellite. Excitation of longitudinal and transverse beam-plasma instabilities will inevitably lead to their competition, which will affect the results of the experiment. The data of stimulated fluxes of ionospheric electrons allow us to investigate the various effects of the wave-particle interaction, taking into account the influence of the growth rate of longitudinal instability on the excitation angle of whistlers and their structure. This approach is based on the results of laboratory experiments to determine the pattern of excited whistlers for an electric dipole antenna and the analogy of the beam-plasma channel with the radiating system. The results of the active space experiment confirm the dependence of the growth rate of whistler mode waves on the development of longitudinal beam instability.

*Keywords*: beam instabilities, cyclotron resonances, wave-particle interaction, whistlers.

# Космічна навігація та зв'язок

Space Navigation and Communications

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.038 UDC 629.78

S. V. KHOROSHYLOV, Leading researcher, Dr. Sci. in Tech., Professor ORCID.org/0000-0001-7648-4791 E-mail: skh@ukr.net M. O. REDKA, Postgraduate E-mail: mix5236@ukr.net

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

# DEEP LEARNING FOR SPACE GUIDANCE, NAVIGATION, AND CONTROL

The advances in deep learning have revolutionized the field of artificial intelligence, demonstrating the ability to create autonomous systems with a high level of understanding of the environments where they operate. These advances, as well as new tasks and requirements in space exploration, have led to an increased interest in these deep learning methods among space scientists and practitioners. The goal of this review article is to analyze the latest advances in deep learning for navigation, guidance, and control problems in space. The problems of controlling the attitude and relative motion of spacecraft are considered for both traditional and new missions, such as orbital service. The results obtained using these methods for landing and hovering operations considering missions to the Moon, Mars, and asteroids are also analyzed. Both supervised and reinforcement learning is used to solve such problems based on various architectures of artificial neural networks, including convolutional and recurrent ones. The possibility of using deep learning together with methods of control theory is analyzed to solve the considered problems more efficiently. The difficulties that limit the application of the reviewed methods for space applications are highlighted. The necessary research directions for solving these problems are indicated.

Keywords: spacecraft, deep learning, navigation, guidance, control, artificial neural network, reinforcement learning, landing, hovering.

### INTRODUCTION

At this time, artificial intelligence methods attract great interest of researchers and practitioners all over the world [2], which is largely due to the impressive results obtained using deep learning (DL) techniques [7]. DL has rapidly evolved and showed promising results in solving complex tasks, finding non-trivial solutions of existing problems [47]. DLbased systems are already successfully used in practice in various fields, for example, in computer vision [50], natural language processing [56], autonomous driving [42], robotics [38], etc. Meanwhile, space control systems have been designed mostly based on classical methods, for example [1, 16]. However, the developers face the problems of adaptability, robustness, and autonomy when they attack new problems of space exploration using conventional techniques.

Complex tasks of an orbital service, such as releasing a payload or capturing non-interacting targets, are accompanied by rapid changes in attitude and mass parameters of the SC, which can lead to unstable motion and tumbling of the satellite [51]. In such conditions, the driving modes and mass characteristics are unpredictable. In these cases, con-

Цитування: Khoroshylov S. V., Redka M. O. Deep learning for space guidance, navigation, and control. *Space Science and Technology*. 2021. **27**, № 6 (133). C. 38—52. https://doi.org/10.15407/knit2021.06.038

ventional attitude control techniques cannot always stabilize the satellite since they depend on the mass parameters of the plant.

The desire to expand the human presence in the near moon space determines the demand for "light" automated onboard processes of SC [33]. Finding computationally efficient guidance strategies is challenging for nonlinear dynamic objects. Many conventional approaches rely either on simplifying assumptions in the dynamic model or significant computational resources.

The necessity to operate successfully under uncertainty is becoming evident for future space missions that are being developed to explore various bodies in deep space. High-precision SC attitude control, which is robust to emerging perturbations and uncertain dynamics, is very important to continue successful space flights into deep space.

Future full-scale missions to Mars will require advanced guidance algorithms that can adapt to more stringent requirements, such as autonomous landings in selected regions with maximum precision and cost-effective flight trajectories [18]. Missions to the Moon and Mars require a perfect navigation system and control algorithms for the descent phase. Such algorithms should estimate the SC state vector using input data from the array of sensors and generate the required control commands to ensure an accurate landing in an optimal way. This problem was traditionally solved offline when optimal landing trajectories were calculated in advance on the Earth and then used in onboard control algorithms, which violates the autonomy of the mission. Autonomous fault detection and recovery capability are also essential for future manned missions to Mars.

The currently used methods for maneuvering near asteroids require extremely accurate knowledge of the environment model and accurate knowledge of the SC position before the maneuver [16]. Acquiring this knowledge is both time-consuming and expensive. This leads to a delay of several months between the arrival of the SC to the asteroid and the moment when it is possible to start safely performing maneuvers in its proximity. Autonomous operations in close proximity (including hovering and landing) in a lowgravity asteroid environment are particularly challenging. Mapping and navigating around a small unknown body continue to be an extremely interesting and exciting challenging task in space exploration [5]. Traditionally, the trajectory of a SC for mapping missions is calculated by a human expert, which requires hundreds of hours of human time to control the navigation process and orbit selection. While the current methodology has yielded satisfactory results for previous missions (e.g., Rosetta, Hayabusa, and Deep Space), current requirements for mapping missions are expanding, requiring additional autonomy during the mapping and navigation process for the SC.

The high cost of space missions has prompted several space agencies to intensify the development of autonomous SC control systems [21]. Learning agents represent one of the possible ways in which an autonomous SC can adapt to changing equipment capabilities, environmental parameters, or mission objectives while minimizing dependence on interventions from the Earth.

New requirements and tasks in the field of space exploration, as well as significant advances in applying DL technologies in other areas, have inspired research to apply these methods for space applications, and many interesting results in this field have been published in the past several years.

The goal of this survey is to analyze the results of recent work on the adaptation of DL methods for space navigation, guidance, and control tasks. To the best of our knowledge, this is the first specialized review devoted directly to this specific field with this scope. However, there are reviews close to this topic [24, 34, 59], which can be useful for deepening or expanding knowledge in this field.

The remainder of the article is organized as follows. Section 1 introduces the basic concepts of DL that are necessary to understand the material of the next sections for readers who are not familiar with this subject. Section 2 reviews publications related to the topic of guidance and navigation. Sections 3 and 4 analyze publications on SC attitude and relative control, respectively. The problems of landing on space bodies and flights in their proximity are considered in Section 5. Mission planning and high-level decision-making tasks are reviewed in Section 6. The main problems of DL implementation and possible ways of their solution are summarized in Conclusion.

# **1. DEEP LEARNING**

Machine learning is a subset of artificial intelligence methods used to develop algorithms that can solve a problem by searching for patterns in a variety of input data [35].

There are two main paradigms of machine learning:

1. Supervised learning is the task of learning a function that maps an input to an output based on example input-output pairs. The cost or loss function, as a rule, is determined through the average error of the algorithm responses for all examples. Supervised learning includes classification and regression problems.

2. Unsupervised learning is a type of algorithm that learns patterns from untagged data. This includes the tasks of clustering, anomaly detection, latent variable models, etc.

There are also so-called semi-supervised learning methods that take the place somewhere in between supervised and unsupervised learning. Reinforcement learning (RL) [41] is an example of semisupervised learning. According to the RL setup, an intelligent agent learns by interacting with some environment. The separation line between the environment and the agent is rather vague, but from the perspective of the tasks analyzed in this article, the agent can be considered as a control system, and the environment can be considered as a plant.

The environment is usually modeled in the form of a Markov decision process (MDP). In this regard, many RL algorithms use dynamic programming methods [20]. The main difference between the classical methods of dynamic programming and RL algorithms is that the latter do not imply knowledge of the accurate mathematical model of the MDP and are especially expedient when it is difficult to apply exact methods. The goal of the RL is to find an optimal sequence of actions of the agent, called a policy, which maximizes the reward function. Similarly to the control law in classical control theory, the policy often maps the state vector and control actions.

Machine learning methods based on artificial neural networks (ANN) [7] are called DL. New ANN architectures have largely determined the latest advances in DL. For example, convolutional neural networks (CNN) are effective for the analysis of visual data [32]. CNNs are based on convolution kernels or general-weighted filters that slide over the input and provide equivalent responses, known as feature maps. Recurrent neural networks (RNN) are used to process input data sequences of variable length [19]. The connections between RNN nodes form a directed graph in a time sequence. This allows them to demonstrate dynamic behavior over time using their internal state (memory).

Different approaches are used to improve the effectiveness of DL, for example, transfer-learning (TL) [53] and meta-learning (ML) [49]. TL allows the system to improve the learning of a new task by using the knowledge gained earlier in solving a similar task. ML is based on the use of such metadata, which makes automatic learning more flexible and improves the efficiency of existing algorithms.

### 2. NAVIGATION AND GUIDANCE

Reference [31] presents a new method for attitude determination using color images of the Earth obtained with a visible range camera. A conventional earth camera is used to coarsely determine orientation by detecting the edge of the earth, and therefore only provides a rough 2-axial orientation. In contrast, the proposed method can provide information to determine the orientation about three axes by recognizing the earth pattern with an accuracy of fractions of a degree and then comparing the detected earth pattern with the global map. In addition, this method can be implemented on the basis of a detector system consisting of an inexpensive optical color camera and a single onboard computer. This reduces the size, weight, and cost of the system.

To demonstrate this method in space, a sensor system called the "Deep Learning Attitude Sensor" has been developed [31]. The resulting images are quickly analyzed using state-of-the-art real-time image recognition algorithms. The algorithm demonstrates good performance in various images. Image processing time to determine the orientation is less than 6 seconds. It is noted that the ANN architecture should be selected depending on the performance of on-board computers. In the future, it is planned to apply one of the U-net image segmentation methods, which is a CNN for fast and accurate image segmentation.

A new approach called deep guidance is investigated in Ref. [22]. The authors use deep RL to learn guidance policies instead of handcrafting them. The deep guidance technique includes a trained guidance policy that generates speed commands to the conventional tracking controller. The application of the deep RL in conjunction with control theory methods reduces the training load and facilitates the transfer of the trained system from simulation to reality. Simulations and experimental studies of scenarios for position tracking and docking of the SC were carried out to test the feasibility of the proposed approach. The results show that such a system can be fully simulated and transferred into real-world conditions with an acceptable loss of performance without any additional tuning. Apparently, this is the first experimental demonstration of an artificial intelligence application to control the motion of a SC.

Reference [18] proposes a new adaptive guidance system developed using meta-RL. In this work, the principles of meta-RL are used to obtain two laws of adaptive guidance. The first one is designed to control the SC during the descent to Mars, and the second one is suitable for landing on small bodies, such as asteroids. Guidance laws take the form of a global policy in the state space, determined by the deployment region and the places of possible landing. This global policy maps the estimates of the lander state vector in the target coordinate system and the thrust control vector. The system architecture includes the RNNs for the implementation of the control law and the cost function approximator. The RNN allows the obtained algorithms to adapt in real time to environmental disturbances acting on the SC.

Policy optimization involves modeling the interactions between the agent implementing the policy and the environment over many episodes with randomly generated initial conditions that cover possible scenarios of operation [18]. It is important to note that environmental parameters such as state error, lander wet mass, and disturbance forces vary between episodes. The optimized strategy adapts to these parameters in real time. The effectiveness of the policies of recurrent and non-recurrent RL agents is analyzed in comparison with conventional guidance algorithms in four complex tasks with unknown and very volatile dynamics. Such tasks include a safe landing on Mars with an accidental engine failure and landing on an asteroid with an unknown model of the environment.

Using a series of experiments, it has been demonstrated that the meta-RL guidance outperforms the conventional feedback control algorithm with optimal power consumption [18]. In addition, it is shown that in a subset of experiments, the adaptive meta-RL guidance outperforms the non-adaptive guidance law optimized using standard RL. It should be noted that the RL policy is optimized in the same environment as the meta-RL policy. The possibilities of an optimized ML policy for obtaining and implementing the guidance law using observations consisting only of Doppler radar altimeter measurements during landing on Mars and LIDAR altimeter measurements during landing on an asteroid are demonstrated. This example illustrates the capabilities of the simultaneous solution of guidance and navigation tasks.

Reference [15] presents a new guidance law, which uses only measurements of the seeker viewing angles and their rates. The policy is optimized using meta-RL, and its effectiveness is demonstrated by simulating the final phase of exoatmospheric interception. It is important to note that guidance law does not require range estimates, making it particularly suitable for passive seekers. Optimized guidance law maps the stabilized view angles and velocities of the finder and the thrust of the control thrusters of the missile. Meta-RL allows the optimized policy to adapt to the acceleration of the target. It is demonstrated that the RL policy provides better guidance performance compared to the algorithms that use accurate target acceleration knowledge.

Each training episode is based on a scenario of interaction with random parameters [15]. A scenario of high-altitude interception of a maneuverable ballistic missile is considered, in which the intercept missile must kinetically destroy the target by a direct hit (miss less than 50 sm). The interaction scenario has been significantly simplified. First, only the final phase of the interception is modeled. Secondly, realistic ballistic trajectories of the missile and target are not generated, and gravity is also neglected. Note, however, that it is common practice to neglect gravity when initially developing a new guidance law. Third, target separation and angular motion control are not considered. In this case, the interaction scenario assumes that the target has an initial speed advantage, namely the initial missile and target speeds are 3000 m/s and 4000 m/s, respectively. The target performs a random bang-bang maneuver during interception. This is a realistic maneuver for a descent vehicle in order to avoid interception in a way that does not radically change the trajectory of the vehicles entering the atmosphere. The ratio of the thrustto-target ratio of the missile to the target is 2:1. The RL policy provides improved guidance accuracy and fuel efficiency.

The effectiveness of the RL policy [15] is achieved by using RNNs to approximate the policy and the cost function, which enables the policy to adapt to a specific target maneuver in real time. In particular, the hidden states of the recurrent layers change in different ways in response to target maneuvers for each specific interaction, which makes it possible to form control actions taking into account the specifics of the maneuver. In contrast to the zero-effort miss policy [57], where the state filter evaluates accelerations, the RL policy adapts to the target maneuver in real time. The optimized policy is computationally efficient, requires minimal memory size, and is compatible with modern onboard processors.

In Ref. [17], adaptive integrated guidance, navigation, and control system was developed for maneuvering in the proximity of asteroids with unknown environmental dynamics, with initial conditions covering large launch areas, and without knowing the model of the asteroid shape. The system is implemented as a policy optimized using meta-RL. The SC is equipped with an optical finder which is fixed either on a certain feature of the surface, or on the reflected light from a targeting laser, or an active beacon. The policy directly maps observations, including the finder angles and LIDAR distance, and the thrust commands. The policy is implemented in the form of an RNN, which can adapt in real time to both external disturbances acting on the agent and internal disturbances such as actuator failures and variations of the center of mass.

The guidance system was validated by modeling landing maneuvers using a simulator with six degrees of freedom [17]. The simulator randomizes asteroid characteristics such as solar radiation pressure, density, rotation speed, and nutation angle, requiring appropriate adaptation of guidance and control algorithms. The authors demonstrate the robustness of the system to failure of the actuators, displacement of sensors, as well as variation of the inertia and center of mass of the SC.

The concept of maneuvers for performing operations in the proximity of asteroids is proposed in Ref. [17], which is compatible with the developed guidance system. In future studies, the authors plan to focus on search technologies that rely on terrain features rather than beacons and replace the LIDAR rangefinder with binocular vision. Another direction of future work may study the possibility of positioning the SC on the collision triangle with the target, which can increase both fuel efficiency and robustness with respect to fast rotations of asteroids. The approach discussed in this paper can also be applied to orbital rendezvous and landing on the Moon, especially for the Moon missions, where the landing site is already indicated by beacons.

Reference [33] is motivated by the demand for "light" automated onboard processes of SC to expand the human presence in the near Moon space. The controller proposed in this work uses nonlinear equations of motion, but this does not lead to a large additional load on the on-board computer. However, such guidance principles can leverage high-performance computations by decoupling the learning process from the resulting controller. Practical examples demonstrate the flexibility of the RL approach and the possibility to use it for tasks requiring higher guidance accuracy. The controller provides computationally efficient onboard guidance based on multiple bodies. The ANN controller demonstrates robustness to the reference geometry variations and can generalize past experience for solving new tasks. In addition, the proposed approach separates the learning agent from environmental dynamics, which provides model-free guidance.

Reference [11] introduces an approach for performing precise landing on the planets of the solar system, based on the methodology for the trajectory formation using potential functions. The theory of extreme machine learning is used to develop a singlelayer feed-forward ANN, which learns to map the current position of the SC and the optimal velocity field necessary to form a path to the planet's surface, taking into account fuel economy. Extreme learning methods provide fast and accurate learning as well as good generalization. The network is trained in an open loop using economical trajectories that are generated numerically using pseudospectral methods. Once tested and verified, the ANN becomes a critical element in the loop of the linear guidance algorithm. In particular, a linear-quadratic controller (LQR) is used to track the field of optimal speed, which is determined to be attractive for a landing target. Monte Carlo simulations show that the algorithm provides a low residual pointing error of less than one meter in position and less than 0.9 m/s in velocity.

The adaptive RL-based guidance algorithm for real-time trajectory tracking is designed in Ref. [14] for reliable, cost-effective, and accurate landing on Mars without needing it to build on Earth first. The results of the Monte Carlo simulations show that the algorithm is capable of autonomously providing movements along close to optimal trajectories with minimal fuel consumption and with an accuracy exceeding the accuracy of past and future missions to Mars. The RL-based guidance algorithm demonstrates a high degree of flexibility and can easily adapt autonomous retargeting while maintaining accuracy and fuel efficiency. Although RL and other similar machine learning methods have previously been applied to aerospace guidance and control problems, this work is the first attempt to apply RL to the problem of autonomous planetary landing.

The adaptive guidance algorithm [14] based on RL allows the SC to be trained while performing the best landing by selecting the sequence of acceleration / thrust commands that provide economical trajectories and the necessary accuracy in terms of the desired final position and speed (soft landing). This problem was solved by developing an ANN guidance algorithm representing the landing problem in the form of an MDP. The training procedure tunes the ANN weights that maximize the expected performance criterion. The latter ensures that only those control actions are selected that move the descent vehicle to the desired location with maximum accuracy and with minimum fuel consumption. It is important to note that the proposed algorithm does not require

any reference trajectory. As a result of the learning process, the network determines autonomously the optimal landing algorithm using the current position and speed information provided by the navigation system. Moreover, the system can learn the optimal landing in the presence of adverse factors such as environmental disturbances, noise, and delays in sensors and actuators.

# **3. ATTITUDE CONTROL**

Reference [9] presents a framework for developing an adaptive SC attitude controller using deep RL. It is shown that the controller efficiently performs largeangle slew maneuvers with industry-standard pointing accuracies. The controller can adapt to various disturbances that were not presented at the training stage and does not depend on the parameters of the SC, even if it was trained on a different configuration with different parameters. Different RL methods and reward functions are investigated to improve the control accuracy. It has been demonstrated that these controllers can be trained on a modern personal computer.

A state-of-the-art single-actor RL algorithm is implemented and applied in a designed simulation environment [9], where a trained agent achieved the industry-standard accuracy in a relatively short training time. The robustness of the agent to uncertainties of the environmental conditions was tested in four different test scenarios, which are designed to simulate different conditions that the agent may encounter in space. The agent successfully adapted to all perturbation tests performed, demonstrating results close to time optimal. The ability of the agent to be robust to conditions that were not explicitly used during training makes it possible to substantiate the possibility of using RL-based controllers on real SC. The results also suggest that it is possible to use one "basic" control algorithm for a wide range of satellites, which allows increasing the constellation of autonomous SC. This is a necessary step for space exploration of the future. The results of this work can be expanded by applying the latest achievements in distributed RL in order to use data generated by a constellation of satellites to solve SC attitude control problems.

Reference [51] investigates rapid changes of orientation and mass parameters that SC encounters performing complex tasks, such as dropping-off a payload or capturing an object. This work proposes a new algorithm for attitude control based on the deep RL. A three-dimensional modeling environment has been developed that simulates the SC attitude variation in real time, taking into account the control torques. An ANN model based on a segmented weighted reward function is proposed. The ANN takes the parameters of the SC orientation as an input and outputs a discretized control torque.

The deep O-learning algorithm [52] was used to train the agent for the task SC attitude control. Simulation experiments show that thanks to continuous self-learning and self-improvement, the deep RL agent gradually learns to restore the SC attitude after unknown disturbances. The proposed algorithm is compared with the proportional-derivative (PD) controller and the backstepping controller. The PD controller cannot restore the SC attitude due to its dependence on inertial parameters. The backstepping controller is robust against mass uncertainty but can only handle a constant control cycle. Compared to these two conventional controllers, the deep RL algorithm provides competitive performance in the presence of mass uncertainties and allows the control loop to be varied during the learning phase. The proposed mechanism makes it possible to implement intelligent control and can serve as a technical basis for SC orbital service.

Reference [8] presents a framework for designing a discrete neural SC attitude controller using RL without high-performance computations. Quasi-timeoptimal constrained control algorithms are obtained, capable of providing attitude accuracy significantly exceeding industry standards. The control tests of the agent performing SC large-angle slews in the developed modeling environment are also presented. The selected reward function allows the agent to improve the accuracy of attitude control beyond the minimum specified requirements. This feature illustrates the advantages of RL over classic control methods. The ability of the controller to understand long-term dependencies in processes in the presence of external disturbances or other constraints makes it possible to improve control efficiency and performance. In the short term, it is of interest to consider the capabilities of distributed RL. For example, distributed RL can be used to train agents online using data from a constellation or swarm of satellites.

Reference [4] deals with the task of SC optimal attitude control using a minimum number of thrusters. Three possible solutions to this problem are presented:

1) an easy-to-implement logic-based controller;

2) a projective controller trying to approximate ideal continuous control as accurately as possible;

3) an optimal neural network predictive controller (NPC) that minimizes the total impulse during the maneuver.

The NPC includes an RNN to predict the state vector in the finite time horizon of the optimization. Due to the fact that the considered system has discrete inputs, the backpropagation algorithm traditionally used for continuous systems is not applicable for the case considered in this article. In this paper, the NPC is adapted for binary input systems using a robust genetic algorithm to optimize the receding horizon. An automatic selection of the parameters of the cost function is proposed, which improves the performance of the NPC and reduces the number of adjustable parameters to one. In addition, the multilayer perceptron is trained offline using data obtained under optimal control. This approach allows designers to replace the cost of a function-based algorithm that requires intensive CPU computations with a much less computationally expensive meta-model.

The performance of the NPC is compared with the proposed logic and projective control algorithms for 12U CubeSat [4]. The NPC is the most effective from the point of view of the total impulse, the least sensitive to the choice of parameters, and has the same settling time. Multilayer perceptron control drastically reduces the computing resources required online, with control performance comparable to the NPC. A comparative analysis of the considered controllers showed that the NPC allows the system to save up to 25 % of fuel for the de-tumbling task and up to 36 % of fuel for slew maneuvering.

The ability of an RL agent to find the optimal control strategy for SC attitude control is studied in Ref. [48]. Two main types of attitude control systems are considered. First, the general problem of attitude control is investigated for the case of a full set of reactive actuators with restrictions on their control torques. Then, reaction wheels were used for attitude control with additional constraints. To obtain the attitude control policy, the proximal policy optimization algorithm (PPO) [44] was used to train the RL agent. To ensure robustness, the satellite inertia matrix is considered unknown to the agent and is randomly selected for each new episode of simulation. Since the plant is non-linear, curriculum learning is used to increase training efficiency. The RL-based controller is compared to the well-proven control strategy, known as the quaternion rate feedback (QRF) controller.

The nominal performance and robustness to uncertainties in the dynamics of the system are investigated [48]. The RL-based agent adapts to any SC mass without re-training it. In the mass range of 0.1 to 100,000 kg, the RL agent provides 2 % better control performance than the QRF controller tuned for the same mass range, and its performance is similar to the QRF controller tuned specifically for a given mass. In the case of the reaction wheels, the trained RL agent provides 25 % higher reward function values than the tuned QRF controller.

Reference [55] proposes an approach based on deep RL to increase the adaptability and autonomy of the satellite control system. It is a model-based algorithm that can find solutions in fewer training episodes than model-free algorithms. The simulation shows that when the classical control fails, this approach can find a solution and achieve the goal in one hundred training episodes. To optimize the policy, heuristic search is used to avoid local optima inherent in gradient methods. Compared to classical control methods, this approach does not require prior knowledge of the parameters of the satellite and its orbit but can be adapted to different situations based on the data obtained. To improve the efficiency of adaptation to various types of satellites and various tasks, it is proposed to use transfer learning.

Reference [58] is devoted to the model-free attitude control of a rigid SC in the presence of saturation of the control torque and the action of external disturbances. A model-free deep RL controller is proposed, which can continuously learn using feedback signals from the plant and implement high-precision SC attitude control without re-adjusting the controller parameters. Taking into account the continuity of the state and control action space, the twin delayed deep deterministic policy gradient algorithm (TD3) [10] is applied using "actor-critic" architecture. TD3 is more efficient than the Deep Deterministic Policy Gradient (DDPG) algorithm.

Nevertheless, the learning process is time-consuming because the TD3 agent optimizes the policy by interacting with the environment without using any prior knowledge [58]. To mitigate this problem, the PID-Guide TD3 algorithm is proposed to speed up learning and improve the convergence of the TD3 algorithm. Given that RL is difficult to implement in real conditions, a method of preliminary preparation for deployment and fine tuning is proposed. The method allows the agent not only to save training time and computational resources but also to quickly achieve good results. The experimental results show that the RL controller can implement high-precision attitude stabilization, as well as the required trajectory tracking with a high response speed and small overshoot. The proposed PID-Guide TD3 algorithm has a faster learning rate and is more robust than the TD3 algorithm.

Reference [36] investigates the attitude motion of a SC capturing non-cooperative targets. RL is used to stabilize the SC attitude under conditions of rapid variation of attitude and mass parameters. An ANN model has been built to output a discrete control torque for the SC control. An environment for modeling the SC dynamics has been developed, and the ANN is trained in this environment using the deep Q-learning algorithm. The agent receives a reward if the satellite is successfully stabilized. Simulation shows that when the learning process is repeated, the ANN gradually learns to restore the SC orientation after an unknown disturbance. On the contrary, the traditional PD controller did not cope with this task due to its dependence on mass parameters. This method of SC attitude control demonstrates significant versatility and has great potential for intelligent control of SC performing complex tasks in the future.

The goal of Refs. [28–30, 40] is to develop an effective algorithm for SC intelligent control based on RL methods. To increase the RL efficiency, a statistical model of SC dynamics based on the concept of Gaussian processes is used. On the one hand, such a model allows authors to use a priori information

about the plant, and it is sufficiently flexible, and on the other hand, it characterizes uncertainty of the dynamics in the form of confidence intervals, which can be clarified during the SC operation. In this case, the task of studying the state — control action space is to obtain such measurements that reduce the boundaries of confidence intervals. As a reinforcement signal, a well-known quadratic criterion is used to take into account both accuracy requirements and control costs. The control actions are found based on the RL using the algorithm of the policy iterations. To implement the controller and evaluate the cost function, ANN approximators are used.

Guarantees of stability of the SC motion taking into account the uncertainty of the dynamic model, are obtained using the method of Lyapunov functions [30]. The cost function is chosen as a candidate for the Lyapunov function. In order to simplify stability verification on the basis of this methodology, the assumption about Lipschitz continuity of the dynamics of the plant was used, which made it possible to use the Lagrange multiplier method to find control actions taking into account the constraints formulated using the upper bound of uncertainty and Lipschitz dynamics constants. The efficiency of the proposed algorithm is illustrated by the results of computer simulations. The approach makes it possible to develop control systems that can improve their performance as data is accumulated during the operation of a specific object, and allows developers to reduce the requirements for its elements (sensors, actuators), not to use special test equipment, and reduce time and cost of the development.

### 4. RELATIVE CONTROL

The policy for docking maneuvers with six degrees of freedom was developed on an RL basis and implemented in the form of a feedback control law in Ref. [6]. RL provides a feasible approach for reliable, autonomous maneuvers under uncertain conditions with low computational costs. An RL algorithm is used to obtain a docking policy in a certain region of the state space of the plant with six degrees of freedom, trying to minimize the performance criterion and control costs. The simulation results of rendezvous and docking maneuvers for the Apollo mission demonstrate that the capabilities of the resulting policy are comparable to the results obtained by conventional optimal control methods. As for directions for future work, specific problems and their possible solutions, as well as the advantages and disadvantages of docking algorithms based on RL, are discussed. This work can serve as a basis for further investigation of the RL-based control for rendezvous operations under uncertain conditions.

Reference [46] synthesizes an adaptive neurocontroller for the formation flying of two SCs in low near-Earth orbit. One of the SCs is considered to be controllable, the second one is uncontrollable with an unknown ballistic coefficient. The controlled SC is capable of changing its cross-section within certain limits, as well as making impulse maneuvers. The main approaches to solving this problem are discussed. Two ANNs are introduced, and their optimal structure is found. The task is to adjust two parameters: the ballistic coefficient of the uncontrolled SC and the density of the atmosphere that are input to the control ANNs but unknown to the controlled SC. This problem is solved by a non-gradient optimization method.

Reference [27] approximates optimal relative control of an underactuated SC using RL and studies the influence of various factors on the performance of such a solution. The problem of in-plane SC relative control using only control actions applied only intrack direction is considered. This approach makes it possible to reduce the propellant consumption of the thrusters and to simplify the architecture of the control system. However, in some cases, methods of the classical control theory do not allow obtaining acceptable results. In this regard, the possibility of solving this problem by the RL methods has been investigated. This approach allows designers to find control algorithms, which are close to optimal, as a result of interactions of the control system with the plant, using a reinforcement signal characterizing the quality of control actions.

The RL-based search for control actions is made using the policy iteration algorithm [27]. This algorithm is implemented using the "actor-critic" architecture. Various options for the "actor-critic" representation using ANN approximators are considered to implement the control law and obtain the value function estimates. It is shown that the accuracy of the optimal control approximation depends on a number of features, namely, the successful structure of the approximators, the method for updating the parameters of the ANNs, and the parameters of the learning algorithm. The approach makes it possible to solve the considered class of control problems for controllers of different structures. Moreover, the approach allows the control system to improve its control algorithms during the SC operation.

### 5. LANDING AND HOVERING CONTROL

An adaptive landing algorithm is presented in Ref. [45], which learns to form the optimal thrust commands to ensure an accurate landing on the Moon using images and altimeter measurements as input data and the obtained experience. A new approach based on meta-RL is proposed, which combines intelligent guidance and navigation functions, providing a complete solution to the problem of landing on the Moon based on the obtained images. In particular, a simulation environment has been developed that combines the dynamics of the system and images obtained from the on-board cameras. This is achieved by merging a Python simulator with a ray tracer (such as Blender) that generates accurate images using lunar digital terrain models and a physics rendering engine. The images are then used to update the policy in real time using RL. The advantages of the latest achievements in the field of CNN and RNN for image processing and RL for policies are used to develop an agent for performing an optimal soft landing.

Considering the failures of the actuators and the uncertainty of the atmospheric parameters, a new active fault-tolerant algorithm for controlling the descent to Mars using an ANN and adaptive inversion of the model is presented in Ref. [23]. The ANN is used to detect failures and isolate them online. Then, an adaptive ANN PID controller based on the inversion of the structural adaptive model was developed for fault-tolerant control of descent to Mars. When a malfunction is detected in the actuator, the system automatically activates the ANN PID controller replacing the traditional PID controller. The error between the output of the reference model and the output of the attitude control system is corrected in such a way as to provide the required dynamic properties of the descent vehicle. The stability of the closed-loop of the control system is investigated using the Lyapunov functions. The effectiveness of the developed algorithm is illustrated by the results of computer simulation. Considering that the detection and isolation of failures increase the computational load on the control system, in future works, it is advisable to consider the possibility of fault-tolerant control without the need to explicitly perform such operations.

In Ref. [13], a new nonlinear controller for hovering operation under low gravity conditions of the asteroid environment was developed using RL. The controller is robust enough for accurately hovering in unknown environments. The controller capabilities are limited only by the maximum thrust requirements of the environmental conditions. The robustness of the controller is demonstrated by simulating precise hovering in multiple environments that were unknown during the policy optimization. The environment is modeled using non-uniform rotation and non-uniform gravity field. Models of the shape of the asteroid Itokawa were used for modeling. The performance of the RL control is compared with the PD and LQR controllers. An approach based on optical finders is presented to estimate the SC state vector relative to a landmark on the asteroid surface. The current state of the SC is accurately estimated using only a camera and laser rangefinder.

The policy with six degrees of freedom to control hovering over an asteroid was optimized in Ref. [16] using meta-RL. The ANNs of the policy and cost function include recurrent hidden layers, and the policy network additionally has an input module consisting of convolutional layers. The policy maps the pulsed LIDAR measurements and commands of the thrusters. This policy allows the SC to hover in a fixed position and with a given orientation relative to the reference frame fixed with the asteroid. It is important to note that the policy does not require position and velocity estimates and can also operate in environments with unknown dynamics and without an asteroid shape model and navigation aids. During the optimization, the agent encounters a new, randomly generated asteroid for each episode, ensuring that it is not familiar with the shape and texture of the asteroid, as well as with the environmental dynamics. The experiments demonstrate that the policy can be used for the asteroid with new characteristics. The hover controller simplifies mission planning since the SC can immediately perform hovering right after arriving at the asteroid. This, in turn, simplifies the creation of the shape model and allows remote sensing mapping of resources immediately upon arrival at the target asteroid.

Reference [5] presents a framework for optimizing the tasks of autonomous visualization and mapping as a partially observable MDP. A new environment for simulating orbital small body mapping is developed. It is demonstrated that policies trained with this MDP formulation are able to maximize the map quality while autonomously selecting orbits and controlling imaging tasks. The integration of deep RL modules into the classical SC software systems and some problems that can be encountered in this case are discussed.

The authors of Ref. [54] used deep RL to control the SC around a small celestial body, the gravitational field of which is unknown. It is assumed that the small body is a 3D ellipsoid, and its density and dimensions are uncertain within a wide range. Experiments were carried out with different systems of perception of the SC, highlighting light neuromorphic systems for detecting optical flow. It is demonstrated that even in such a highly uncertain environment and with limited sensory capabilities, the proposed approach can provide a control strategy that allows the SC to hover over the asteroid surface with little residual drift. The SC orbiting in an unknown gravitational field due to the complex rotation of the body modeled as MDP. A direct policy search algorithm was used to find control capable of keeping the SC hovering at a given point. In contrast to previous studies, the 3D ellipsoid and a number of different sensor inputs are considered. The proposed approach allowed the authors to find policies that can also minimize drift when elementary motion sensors are the only proprioceptive sensors on-board. This result is the first step towards obtaining visual-aid-based low-gravity landing algorithms.

### 6. MISSION PLANNING AND DECISION-MAKING

The possibility of using deep architecture to control all or part of the SC on-board decision-making system in navigation and control tasks is studied in more detail in Ref. [43]. Deep ANNs are used to form optimal control actions during landing at a given point and obtain accurate information about the state of the plant. The trained deep ANN demonstrates close to optimal landing results. These results make it possible to develop an on-board real-time optimal control system capable of generating optimal actions for large sets of possible initial states. The article shows how deep ANNs can be trained to implement optimal state feedback control for a number of continuous deterministic nonlinear systems that are of interest to the aerospace industry. The capabilities of trained networks are not limited to predicting the optimal state feedback in a subset of the state space used during training but are also able to generalize these results to cases that go far beyond the training data. This feature allows authors to assume that the ANN has learned the basic model that is the solution of the Hamilton – Jacobi – Bellman equation. The depth of the ANN strongly affects the obtained results. It is noteworthy that small networks trying to approach the optimal state feedback cannot satisfactorily approximate its complex structure. Errors caused by the use of the trained ANN do not significantly affect the final value of the cost function, and they are also safe from the point of view of preventing catastrophic consequences for conditions that are far from nominal.

Deep RL frameworks and tools for mission planning and high-level decision-making for autonomous SC are considered in Ref. [21] under the assumption that subtasks are solved at the design stage accordingly. Two typical tasks, reflecting the problems of autonomous orbit insertion and the planning of scientific operations, are presented in the form of a partially observable MDP. The possibility of solving these problems using RL is considered, and the advantages, difficulties, and some features inherent to this approach are demonstrated. The dependence of the success of solving problems on the initial conditions and learning strategy is analyzed. The results of solving these problems demonstrate the possibility of using RL to improve or refine the policies obtained within the framework based on the paradigm focused on specific modes of operation while maintaining robustness to the uncertainty of environmental parameters.

RL methods are adapted to the paradigm of the SC finite state machine [21]. A Deep Q-learning

algorithm is applied to partially observable MDP for obtaining policies that are comparable in performance to those that can be developed with prior knowledge of all the features of the problem. Various structures of the reward function, hyperparameters, and environment parameters were considered. The lack of positive results in solving the SC control tasks using deep Q-learning is a consequence of an insufficient amount of space domain data for training. This problem is aggravated by the strong computational requirements needed to run the environment simulator, which significantly slows down the learning task compared to simpler environments.

Moreover, the mode-based paradigm for the design of future decision-making algorithms is directly testable through the theory of hybrid systems. This paper presents one approach by which this theory can be used to identify "successful" or "stable" autonomous decision-making agents. Further work will investigate model-based RL methods to reduce the number of attempts and use existing knowledge of the space environment. In addition, fast models built using the Basilisk astrodynamic framework will be used to reduce training time.

#### CONCLUSION

Recent studies have shown the advantages of DL for solving space guidance, navigation, and control tasks. These results provide the basis for further studies of the possibilities of DL for controlling all or part of the SC on-board decision-making system.

Among the problematic issues that restrain the use of DL methods for the considered tasks, it should be

noted, first of all, that the efficiency of solving problems is mainly illustrated by computer simulations, and there are practically no rigorous analytical results that provide stability and performance guarantees. Such results are very important for space practitioners for more active use of these methods in real missions. Examples of the efforts in this direction are Refs. [3, 25], where the methods of deep RL and classical control theory are used together to obtain stability guarantees.

As the next issue, it should be pointed out that many SC control tasks do not allow critical errors in the process of finding the optimal solution. In this regard, the ideas of such a direction as a safe-RL [39] should be more actively used for space missions.

The low training efficiency of DL algorithms is especially acute in space applications, which is due to the limited capabilities of SC for collecting and processing data in orbit. However, model-based RL methods [12] and transfer learning [37] has the potential to mitigate this problem.

Despite the underlined issues, the navigation, guidance, and control algorithms based on DL can simplify the development and increase the reliability of the SC control systems since the same algorithm can be used for a large number of different missions. DL makes it possible to develop control systems that can improve their performance using data accumulated during the operation of a particular object. This feature allows the designers to relax the requirements for the units of control systems (sensors, actuators), not to use special bench equipment, and reduce the development time and cost.

### REFERENCES

- 1. Alpatov A., Khoroshylov S., Lapkhanov E. (2020). Synthesizing an algorithm to control the attitude motion of spacecraft equipped with an aeromagnetic deorbiting system. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.*, **1**, № 5, 37–46.
- 2. Artificial intelligence: a modern approach (2010). Eds. S. J. Russell, P. Norvig. Pearson education. Inc. ISBN-13: 978-0134610993.
- Berkenkamp F., Turchetta M., Schoellig A. P., Krause A. (2017). Safe model-based reinforcement learning with stability guarantees. 31st Conference on Neural Information Processing Systems (NIPS 2017), Long Beach, CA, USA, 908–919.
- 4. Biggs J., Fournier H. (2020). Neural-network-based optimal attitude control using four impulsive thrusters. J. Guidance Control and Dynamics, 43, 299–309.
- Chan D. M., Agha-Mohammadi A. (2019). Autonomous imaging and mapping of small bodies using deep reinforcement learning. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2-9 March 2019, 1–12. DOI: 10.1109/AERO.2019.8742147.
- 6. Charles E. Oestreich, Linaresy R., Gondhalekarz R. (2021). Autonomous six-degree-of-freedom spacecraft docking maneuvers via reinforcement learning. J. Aerospace Inform. Syst., 18, № 7. DOI: 10.2514/1.1010914.
- 7. Deep Learning (2016). Eds. I. Goodfellow, Y. Bengio, A. Courville. The MIT Press. ISBN 978-0262035613.
- 8. Elkins J., Sood R., Rumpf C. (2020). Autonomous spacecraft attitude control using deep reinforcement learning. 71st International Astronautical Congress (IAC), The CyberSpace Edition, 12–14 October 2020.
- 9. Elkins J., Sood R., Rumpf C. (2020). *Adaptive continuous control of spacecraft attitude using deep reinforcement learning*. AAS/AIAA 2020 Astrodynamics Specialist Conference, 420–475.
- Fujimoto S., Hoof H. V., Meger D. (2018). Addressing function approximation error in actor-critic methods. Int. Conf. on Machine Learning, PMLR, 1587–1596.
- 11. Furfaro R., Simo J., Gaudet B., Wibben D. R. (2013) *Neural-based trajectory shaping approach for terminal planetary pinpoint guidance*. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Hilton Head, SC, 1–18.
- 12. García J., Fernández F. (2015). A comprehensive survey on safe reinforcement learning. J. Mach. Learn. Res., 16, 1437–1480.
- Gaudet B., Furfaro R. (2012). Robust spacecraft hovering near small bodies in environments with unknown dynamics using reinforcement learning. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference 2012, Minneapolis, Minnesota. DOI: 10.2514/6.2012-5072.
- 14. Gaudet B., Furfaro R. (2014). Adaptive pinpoint and fuel efficient Mars landing using reinforcement learning. *IEEE/CAA* J. Automatica Sinica, 1, № 4, 397–411.
- Gaudet B., Furfaro R., Linares R. (2020). Reinforcement meta-learning for angle-only intercept guidance of maneuvering targets. AIAA Scitech 2020 Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, AIAA, 1–16. DOI: 10.2514/6.2020-0609.
- Gaudet B., Linares R., Furfaro R. (2020). Six degree-of-freedom hovering using LIDAR altimetry via reinforcement metalearning. *Acta Astronautica*, 172, 90–99.
- 17. Gaudet B., Linares R., Furfaro R. (2020). Seeker based adaptive guidance via reinforcement meta-learning applied to asteroid close proximity operations. *Acta Astronautica*, **171**, 1–13.
- 18. Gaudet B., Linares R., Furfaro R. (2020). Adaptive guidance and integrated navigation with reinforcement meta-learning. *Acta Astronautica*, **169**, 180–190.
- 19. Gers F. A., Schraudolph N. N., Schmidhuber J. (2002). Learning precise timing with LSTM recurrent networks. *J. Mach. Learn. Res.*, **3**, 115–143.
- 20. Giegerich R., Meyer C., Steffen P. (2004). A discipline of dynamic programming over sequence data. *Sci. Computer Program.*, **51**, № 3, 215–263.
- Harris A., Teil T., Schaub H. (2019). Spacecraft decision-making autonomy using deep reinforcement learning. Adv. Astronaut. Sci. AAS/AIAA Spaceflight Mechanics, 168, 1757–1776.
- 22. Hovell K., Ulrich S. (2020). On deep reinforcement learning for spacecraft guidance. AIAA SciTech Forum, 6–10 January 2020, Orlando, FL. DOI: 10.2514/6.2020-1600.
- 23. Huang Y., Li S., Sun J. (2018). Mars entry fault-tolerant control via neural network and structure adaptive model inversion. *Adv. Space Res.*, **63**, № 1, 557–571.
- 24. Izzo D., Märtens M., Pan B. (2019). A survey on artificial intelligence trends in spacecraft guidance dynamics and control. *Astrodyn.*, **3**, 287–299. DOI: 10.1007/s42064-018-0053-6.
- 25. Kamalapurkar R., Walters P., Dixon W. (2016). Model-based reinforcement learning for approximate optimal regulation. *Automatica*, **64**, 94–104.
- 26. Khoroshylov S. (2020). Relative control of an ion beam shepherd satellite in eccentric orbits. Acta Astronautica, 76, 89–98.

- Khoroshylov S. V., Redka M. O. (2019). Relative control of an underactuated spacecraft using reinforcement learning. *Technical Mechanics*, 4, 43–54.
- 28. Khoroshylov S. V., Redka M. O. (2019). Control of a spacecraft using artificial intelligence. Cosmic technologies: present and future. Dnipro, 63.
- 29. Khoroshylov S. V., Redka M. O. (2019). Control of a spacecraft using reinforcement learning. Information technology in metallurgy and mechanical engineering. Dnipro, 132 [in Ukrainian].
- Khoroshylov S. V., Redka M. O. (2019). Intelligent spacecraft control using reinforcement learning. *Technical Mechanics*, 4, 29–43 [in Ukrainian].
- Koizumi S., Kikuya Y., Sasaki K., Masuda Y., Iwasaki Y., Watanabe K., Yatsu Y., Matunaga S. (2018). Development of attitude sensor using deep learning. AIAA/USU Conference on Small Satellites, AIAA, Session 7: Advanced Concepts II.
- Krizhevsky A., Sutskever I., Hinton G. E. (2017). ImageNet classification with deep convolutional neural networks. *Communs ACM*, 60 (6), 84–90. DOI: 10.1145/3065386.
- Lafarge N. B., Miller D., Howell K. C., Linares R. (2020). Guidance for closed-loop transfers using reinforcement learning with application to libration point orbits. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Orlango, FL, 1–5.
- 34. Lary D. J. (2010). Artificial intelligence in Aerospace. Aerospace Technologies Advancement, (INTECH), Croatia. 492 p.
- 35. Machine Learning (1997). Ed. T. Mitchell. New York: McGraw Hill. ISBN 0070428077.
- 36. Ma Z., Wang Y., Yang Y., Wang Z., Tang L., Ackland S. (2018). Reinforcement learning-based satellite attitude stabilization method for non-cooperative target capturing. *Sensors*, **18**, № 12, 4331. DOI: 10.3390/s18124331.
- 37. Pan S. J., Yang Q. (2010). A survey on transfer learning. *IEEE Trans. Knowledge and Data Eng.*, **22**, № 10, 1345–1359. DOI: 10.1109/TKDE.2009.191.
- 38. Pierson H., Gashler M. (2017). Deep learning in robotics: a review of recent research. *Adv. Robotics*, **31**, № 16, 821–835. DOI: 10.1080/01691864.2017.1365009.
- Polydoros A. S., Nalpantidis L. (2017). Survey of model-based reinforcement learning: applications on robotics. *Intel. Robot Syst.*, 86, 153–173. DOI: 10.1007/s10846-017-0468-y.
- 40. Redka M. O., Khoroshylov S. V. (2019). *Application of reinforcement learning for spacecraft handling*. Computer modeling and optimization of complex systems, Dnipro, 150–151 [in Ukrainian].
- 41. Reinforcement learning: an introduction (1998). Eds. R. S. Sutton, A. G. Barto. MIT press. ISBN 978-0262193986.
- 42. Sallab A. E., Abdou M., Perot E., Yogamani S. (2017). Deep reinforcement learning framework for autonomous driving. *Electronic Imaging*, **19**, 70–76.
- 43. Sanchez-Sanchez C., Izzo D. (2018). Real-time optimal control via deep neural networks: study on landing problems. J. *Guidance, Control, and Dyn.*, **41**, № 5, 1122–1135.
- Schulman J., Wolski F., Dhariwal P., Radford A., Klimov O. (2017). Proximal policy optimization algorithms. arXiv preprint, arXiv:1707.06347.
- 45. Scorsoglio A., Furfaro R., Linares R., Gaudet B. (2020). Image-based deep reinforcement learning for autonomous lunar landing. AIAA SciTech Forum 2020, Orlando, FL. DOI: https://doi.org/10.2514/6.2020-1910.
- 46. Shirobokov M. G., Trofimov S. P. (2019). Formation control in low-Earth orbits by means of machine learning methods. *Keldysh Institute preprints*, **19**, 32.
- 47. Silver D., Schrittwieser J., Simonyan K. (2017). Mastering the game of Go without human knowledge. *Nature*, **550**, 354–359. DOI:10.1038/nature24270.
- Vedant J. T. Allison M. W., Ghosh A. (2019). *Reinforcement learning for spacecraft attitude control*. Proceedings of the International Astronautical Congress, International Astronautical Federation, IAC-19-C1.5.2.
- 49. Vilalta R., Drissi Y. (2002). A perspective view and survey of meta-learning. *Artificial Intel. Rev.*, **18**, 77–95. DOI: 10.1023/A:1019956318069.
- 50. Voulodimos A., Doulamis N., Doulamis A., Protopapadakis E. (2018). *Deep learning for computer vision: a brief review*. Computational Intelligence and Neuroscience. DOI: 10.1155/2018/7068349.
- Wang Y., Ma Z., Yang Y., Wang Z., Tang L. (2019). A new spacecraft attitude stabilization mechanism using deep reinforcement learning method. 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). DOI: 10.13009/EU-CASS2019-33.
- 52. Watkins C. J. C. H., Dayan P. (1992). Q-learning. Mach. Learn., 8, 279-292. DOI: 10.1007/BF00992698.
- 53. Weiss K., Khoshgoftaar T.M., Wang D. (2016). A survey of transfer learning. *Big Data*, **3** (9). DOI: 10.1186/s40537-016-0043-6.
- 54. Willis S., Izzo D., Hennes D. (2016). Reinforcement learning for spacecraft maneuvering near small bodies. *Adv. Astronaut. Sci.*, **158**, 1351–1368.

- 55. Xu K., Wu F., Zhao J. (2018). Model-based deep reinforcement learning with heuristic search for satellite attitude control. *Ind. Robot: Int. J.*, 46 (3). DOI: 10.1108/IR-05-2018-0086.
- 56. Young T., Hazarika D., Poria S., Cambria E. (2018). Recent trends in deep learning based natural language processing. *IEEE Computational Intel. Magazine*, **3**, 55–75. DOI: 10.1109/mci.2018.2840738.
- 57. Zarchan P. (2012). Tactical and strategic missile guidance. Amer. Inst. Aeronaut. and Astronaut., Inc., 18-21. DOI: 10.2514/4.868948.
- ZhiBin Z., XinHong L., JiPing A., WanXin M., GuoHui Z. (2020). Model-free attitude control of spacecraft based on PIDguide TD3 Algorithm. *Int. J. Aerospace Eng.*, 2020, 1–13. DOI: 10.1155/2020/8874619.
- 59. Zhu X. X., Tuia D., Mou L., Xia G. S., Zhang L., Xu F., Fraundorfer F. (2017). Deep learning in remote sensing: a comprehensive review and list of resources. *IEEE Geosci. and Remote Sensing Mag.*, 5(4), 8–36.

Стаття надійшла до редакції	25.07.2021
Після доопрацювання	25.07.2021
Прийнято до друку	11.10.2021

Received 25.07.2021 Revised 25.07.2021 Accepted 11.10.2021

*С. В. Хорошилов*, пров. наук. співроб., д-р техн. наук, проф. ORCID.org/0000-0001-7648-4791 E-mail: skh@ukr.net *М. О. Редька*, аспірант E-mail: mix5236@ukr.net

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

#### ГЛИБОКЕ НАВЧАННЯ ДЛЯ НАВІГАЦІЇ, НАВЕДЕННЯ ТА КЕРУВАННЯ В КОСМОСІ

Успіхи глибокого навчання призвели до революції в області штучного інтелекту, демонструючи можливості створення автономних систем з високим рівнем розуміння середовища функціонування. Ці успіхи, а також нові завдання та вимоги в галузі освоєння космосу зумовили підвищений інтерес протягом останніх років до методів глибокого навчання серед працюючих в космічній сфері вчених і практиків. Метою цієї оглядової статті є аналіз останніх досягнень в галузі використання глибокого навчання для вирішення завдань навігації, наведення та керування в космосі. Розглянуто завдання керування кутовим і відносним рухом космічних апаратів при вирішенні як традиційних, так і нових завдань, таких як сервісні операції в космосі. Проаналізовано роботи, присвячені застосуванню цих методів для виконання операцій посадки і зависання при реалізації місій на Місяць, Марс і астероїди. Для вирішення таких завдань використовуються як методи навчання з вчителем, так і навчання з підкріпленням. Розглянуто використання різних архітектур штучних нейронних мереж, в тому числі згорткові та рекурентні. Аналізується можливість спільного використання глибокого навчання і методів теорії керування для підвищення ефективності вирішення розглянутих завдань. Виділено складності, що обмежують застосування розглянутих методів для космічних застосувань. Позначені необхідні напрямки досліджень для вирішення цих проблем.

*Ключові слова*: космічний апарат, глибоке навчання, навігація, наведення, керування, штучна нейронна мережа, навчання з підкріпленням, посадка, зависання.

Космічна навігація та зв'язок Space Navigation and Communications

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.053 УДК 520.272.2: 621.396.677.494 В. П. ВЛАСЕНКО<sup>1</sup>, заст. нач. центру космічних досліджень і зв'язку ORCID ID: 0000-0001-8639-4415 E-mail: vlasenko.vp@gmail.com **В. М. МАМАРЄВ**<sup>1</sup>, 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**<sup>1</sup>, нач. центру космічних досліджень і зв'язку, канд. техн. наук ORCID ID: 0000-0003-0830-2428 E-mail: ozvic@ukr.net О. М. УЛЬЯНОВ<sup>2</sup>, зав. науково-дослідного відділу декаметрової радіоастрономії, канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб. ORCID ID: 0000-0003-0934-0952 E-mail: oulvanov@rian.kharkov.ua В. В. ЗАХАРЕНКО<sup>2</sup>, директор, д-р фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб. ORCID ID: 0000-0001-9977-824X E-mail: zakhar@rian.kharkov.ua М. І. ПАЛАМАР<sup>3</sup>, 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<sup>3</sup>, доцент кафедри приладів і контрольно-вимірювальних систем, канд. техн. наук, доцент ORCID ID: 0000-0002-0684-2052 E-mail: chaikovskyi@gmail.com С. П. ФРИЗ<sup>4</sup>, нач. кафедри телекомунікацій та радіотехніки, д-р техн. наук, проф. ORCID ID: 0000-0002-0684-2052 E-mail: antares69@ukr.net <sup>1</sup> Національний центр управління та випробувань космічних засобів вул. Московська 8, Київ, Україна, 01010 <sup>2</sup> Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України вул. Мистецтв 4, Харків, Україна, 61002 <sup>3</sup> Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя вул. Руська 56, Тернопіль, Україна, 46001 <sup>4</sup> Житомирський військовий інститут імені С. П. Корольова Проспект Миру 22, Житомир, Україна, 10004

# МЕТОД АВТОМАТИЧНОЇ ПОБУДОВИ МАТРИЦІ ПОХИБОК РАДІОТЕЛЕСКОПА РТ-32. МЕТОДИКА АВТОМАТИЧНОГО ОЦІНЮВАННЯ ПОХИБОК НАВЕДЕННЯ

15 березня 2021 року фахівцями Національного центру управління випробувань космічних засобів та Радіоастрономічного інституту НАН України за допомогою вітчизняного радіотелескопа нового покоління РТ-32 (м. Золочів Львівської області)

Цитування: Власенко В. П., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Ульянов О. М., Захаренко В. В., Паламар М. І., Чайковський А. В., Фриз С. П. Метод автоматичної побудови матриці похибок радіотелескопа РТ-32. Методика автоматичного оцінювання похибок наведення. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 6 (133). С. 53—64. https://doi. org/10.15407/knit2021.06.053 проведено спостереження та успішне реєстрування позагалактичного випромінювання радіогалактики 3C84 (Персей-А), мазерів з галактичної молекулярної хмари W3, радіовипромінювання метанольного мазера з галактичного радіоджерела G188.946+0.886. Ці дослідження виконано з метою підготовки до виконання спільного українсько-латвійського радіоастрономічного проєкту.

Результати проведених спостережень підтвердили світовий рівень характеристик радіотелескопа РТ-32, ефективність первинної матриці похибок та виявили ряд недоліків у функціонуванні системи наведення. Зокрема, первинна матриця наведення має недостатню дискретність, містила помилки першого та другого роду.

Описується метод автоматичної побудови матриці похибок радіотелескопа за даними радіометричного приймача та приймачів-реєстраторів. Метод побудови матриці похибок забезпечує автоматичну обробку отриманих радіометричних даних. Наведено результати верифікації розробленого методу з використанням еталонних радіоджерел різного типу та отримані з її використанням елементи матриці похибок наведення за кутом місця та азимутом. Впровадження в систему керування радіотелескопом отриманих результатів дозволило підвищити точність наведення радіотелескопа PT-32.

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

В ході побудови 3D-моделі радіотелескопа PT-32 [2] за вихідні дані та обмеження взято припущення розробника антенної системи MARK-4В про поступальний рух осей симетрії антенної системи [11], близькості конструкції її рефлектора до ідеалізованої. В роботі [11] обґрунтовано, що основні навантаження на поверхню рефлектора складаються з вагових, вітрових та теплових, а також навантажень, що виникають під час прискореного руху дзеркала. Сумарне навантаження отримувалися лінійною комбінацією кількох складових, наприклад вагові навантаження при будь-якому куті місця є лінійною комбінацією бічного й верхнього вагових навантажень параболічної антени. Побудована первинна матриця похибок [2] виявила невідповідність припущень щодо параболічності головного рефлектора та поступальності руху антенної системи. Це призвело до необхідності коригування моделі оцінювання якості конструкції головного рефлектора та його навантажень з метою покращення її адекватності. Розвиток цієї моделі є одним з напрямків подальших досліджень.

Аналіз матриць похибок наведення PT-32 в C- та K-діапазонах показав, що в деяких точках небосхилу (найгірших за просторовою розрізненністю) кутові розміри ділянок, які не можуть бути точно відкоректовані з використанням матриці такої розмірності, є доволі великими ( $\sim 2.2^{\circ} \times 2.2^{\circ}$ ) [2]. Під час побудови 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 півроку дослідної експлуа-

тації показали, що на поверхні матриці похибок за кутом місця наявні локальні екстремуми (мінімуми та максимуми), які лежать у межах одного відліку побудованої матриці [2].

Тому наступним кроком у покращенні унікальних характеристик радіотелескопа РТ-32 стало розроблення методу автоматичної побудови матриці похибок на основі сканування за функцією синус, що є логічним продовженням та доповненням розробленої в роботі [2] методики та дозволяє усунути помилки першого та другого роду людини-оператора.

Метою роботи є висвітлення наукових та практичних результатів першого етапу розробки методу автоматичної побудови матриці похибок радіотелескопа РТ-32, зокрема автоматичного оцінювання похибок наведення за результатами спостережень радіоджерел.

### ТЕОРЕТИЧНИЙ БАЗИС ДОСЛІДЖЕННЯ

Емпіричний аналіз точності головного рефлектора РТ-32 [2], попереднє оцінювання смуг частот [5], результати спостережень і реєстрування випромінювання сейфертівської радіогалактики 3С84, мазерів з галактичної молекулярної хмари W3 (рис. 1), радіовипромінювання метанольного мазера з галактичного радіоджерела G188.946+0.886 підтвердили ефективність закладених конструкторських рішень [11] щодо ідеалізованої моделі конструкції, потенційних деформацій зовнішньої обшивки, балочних елементів та регулювальних болтів.

Побудовані з використанням [2] первинні матриці похибок забезпечили істотне зменшення



*Рис.* 1. Сканування метанольного мазера на частоті 6668.5 МГц. Частотна роздільна здатність (горизонтальна вісь)  $\Delta f = 976.5625$  Гц. Часова роздільна здатність (вертикальна вісь)  $\Delta \tau = 1.047552$  с. Спектральна лінія мазера на молекулі метанолу CH<sub>3</sub>OH спостерігається поблизу нульового зсуву, який відповідає частоті 6.6685 ГГц



Рис. 2. Сканування молекулярної хмари W3 по куту місця

сумарної похибки наведення антенної системи  $\Delta_{\Sigma}$ , проте ґрунтовний аналіз отриманих результатів свідчить про їхню недостатню дискретність та дозволяє стверджувати про наявність нелінійної залежності складових похибки.

Об'єктивні недоліки лінійної моделі сканування та помилки особи, яка приймає рішення, цілком можливо усунути на наступному етапі дослідження, використовуючи синусоїдальний закон сканування радіоджерел та метод автоматичної побудови матриці похибок радіотелескопа РТ-32.

Варто зазначити, що цей метод є універсальним, може застосовуватись для різних радіоте-



*Рис. 3.* Фрагмент запису відхилення антенної системи з п'ятьма одиночними скануваннями при скануванні по азимуту (5 травня 2021 р.)



**Рис. 4.** Залежність номерів трьох вимірювань з номерами i = 10, 30 та 50 двох одиночних сканувань (j = 1, 2) від номера вимірювання *n* матриці  $M_{mes...}$ 

лескопів та різних алгоритмів наведення. Він є однією із унікальних складових радіотелескопа РТ-32, який може одночасно спостерігати одну область простору в декількох діапазонах.

З метою отримання вихідних даних для аналізу за один сеанс зв'язку під час програмного супроводу радіотелескопом джерела радіовипромінювання проводиться сканування джерела за синусоїдальним законом (рис. 2).

За одним і тим самим джерелом проводяться два умовних послідовних цикли: перший цикл сканування проводиться за кутом місця El, другий — за азимутом Az. Поточна похибка наведення за однією координатою (El чи Az) оцінюється для кожного синусоїдального сканування за показником відхилення максимуму діаграми спрямованості (максимуму радіометричного сигналу) від розрахункових координат радіоджерела.

### МЕТОДИКА АВТОМАТИЧНОГО ОЦІНЮВАННЯ ПОХИБОК НАВЕДЕННЯ

Вихідними даними та обмеженнями для отримання оцінок похибок є:

• побудована відповідно до [2] первинна матриця похибок та результати сканування точкових радіоджерел, аналіз яких дає змогу оцінити похибки наведення та якість головного рефлектора радіотелескопа і попередньо оцінити необхідні діапазони сканування;

• інтервал дискретизації вимірів  $\Delta \tau_{mes}$  (для радіотелескопа РТ-32 в ході досліджень становив 10 мс);

- амплітуда сканування за кутом місця  $\Delta El_{smax}$ ;
- амплітуда сканування за азимутом  $\Delta Az_{smax}$ ; • період сканування  $T_s$ .

За один *m*-й цикл спостереження  $T_{sur}$  одного джерела формується матриця вимірювань  $M_{mes_w}$ :

$$M_{mes_m} =$$

де N — кількість вимірювань у поточному циклі спостереження,  $\tau_n$  — час прив'язки n-го виміру,  $El_n$  — поточний кут місця,  $Az_n$  — поточний азимут,  $U_n \in \{U_1, ..., U_k, ..., U_k\}$  — напруга на виході радіометричних приймачів для загального випадку, k = 1, ..., K — номер радіометричного каналу,  $K = 2 \lor 4$  — кількість каналів реєстрації, залежить від налаштувань та джерел спостережень,  $\Delta El_{sn}$  — різниця між поточним і розрахунковим кутами місця в режимі сканування,  $\Delta Az_{sn}$  — різниця між поточни з розрахунковим азимутами в режимі сканування,  $p_{atmn}$  — поточний атмосферний тиск,  $T_{aim}$  — поточна температура навколишнього середовища,  $h_{aim}$  — поточна відносна вологість повітря,  $\mathbf{V}_{windn}$  — вектор швидкості вітру,  $w_{mmn} \in \{q, v\}$  — опади, q — кількість опадів у мм води за годину, v — тип опадів.

Кожен рядок отриманої за сеанс (цикл) спостережень матриці  $M_{mes_m}$  є серією прив'язаних за часом вимірювань. Серія вимірювань матриці  $M_{mes_m}$  складається з  $N_s$  одиночних сканувань. Під одиночним скануванням розуміємо сукупність всіх вимірів, отриманих між двома послідовними екстремальними положеннями антенної системи під час сканування. На рис. З зображено відхилення антенної системи при скануванні джерела за азимутом. Екстремальні положення антенної системи позначено червоними трикутниками. Кількість одиночних сканувань  $N_s$  на представленому графіку дорівнює п'яти. Інтервал часу одиночного сканування відповідає одному півперіоду сканування  $T_s/2$ . Кожне *j*-те одиночне сканування складається з  $N_j$  вимірів з  $M_{mes_m}$ . Кожному *i*-му вимірюванню *j*-го одиночного сканування відповідає відповіданий *n*-й рядок  $M_{mes_m}$  (рис. 4).

Необхідно за отриманою  $M_{mes_m}$  визначити відповідні похибки наведення антени  $\Delta \theta_{trj} \in \{\Delta El_{trj}, \Delta Az_{trj}\}$  у відповідному каналі *j*-го одиночного сканування. Це в загальному підсумку зводиться до пошуку максимуму радіометричного сигналу на половині інтервалу сканування та визначення його моменту часу  $\tau_j$ .

Фактично під час початку циклу сканування оператору чи планувальнику відомо, за яким з кутів здійснювалося сканування, але в умовах, наприклад, дистанційного керування, потрібно спочатку визначити з  $M_{mes_m}$ , за якою саме координатою провадилося сканування. Для цього за спрощеними формулами необхідно оцінити, для якого з кутів дисперсія різниць між поточним в режимі сканування і розрахунковим кутами більша [6]:

$$\begin{split} D_{\Delta El_s} = & \left( \sum_{n=1}^{N} \frac{\Delta El_{sn}^2}{N} - \left( \sum_{n=1}^{N} \frac{\Delta El_{sn}}{N} \right)^2 \right) / N , \\ D_{\Delta Az_s} = & \left( \sum_{n=1}^{N} \frac{\Delta Az_{sn}^2}{N} - \left( \sum_{n=1}^{N} \frac{\Delta Az_{sn}}{N} \right)^2 \right) / N , \end{split}$$

де при  $D_{\Delta El_s} > D_{\Delta Az_s}$  сканування здійснюється за кутом місця, а при  $D_{\Delta El_s} < D_{\Delta Az_s}$ — за азимутом. Сигнал *j*-го сканування радіометра є сумою

Сигнал *j*-го сканування радіометра є сумою двох складових: корисного сигналу, який згортається з діаграмою спрямованості радіотелескопа та шумового фону. Результати досліджень [1, 2, 4, 5, 10] в ході розроблення методу свідчать про



*Рис. 5.* Діаграма спрямованості РТ-32 у площинах кута місця (*1*) та азимута (*2*)



*Рис. 6.* Зміна рівня фонового сигналу на низьких кутах місця ( $El = 15^{\circ}$ ) за шість сканувань по куту місця (7 жовтня 2020 р.)

те, що діаграма спрямованості РТ-32 має вигляд, зображений на рис. 5, а фонова складова при невеликих відхиленнях змінюється незначно, найбільший рівень цієї складової спостерігається на низьких кутах місця (рис. 6). На радіотелескопі РТ-32 низькі кути місця — це кути, менші за 30°.

Для роботи алгоритмів автоматичної обробки  $M_{mes_m}$  найбільш доцільним виявилось відображення радіометричного сигналу функцією Гаусса (рис. 7). Фонова складова 3 на інтервалі сканування досить точно моделюється лінійним законом. Функція Гаусса дозволяє ефективно визначати положення максимуму головної пелюстки, яка пов'язана з похибками наведення, та відкидати внесок бічних пелюсток.

де



**Рис.** 7. Виміряні та модельні значення радіометричного сигналу: 1 — виміряний сигнал радіометра, 2 — модельний, 3 — фоновий шум

Зображена на рис. 7 модель радіометричного сигналу описується виразом

$$\hat{U}_{ijk}(\theta_{jk}) = \hat{U}_{Gijk}(\theta_{jk}) + \hat{U}_{Lijk}(a_{Ljk}, b_{Ljk}) = = a_{Gjk} \exp\left(-\frac{(x_{Sij} - \Delta \theta_{jk})^2}{2\sigma_{Gjk}^2}\right) + a_{Ljk} x_{Si} + b_{Ljk}, \quad (1)$$

де  $\hat{U}_{iik}(\theta_k)$  — модельне *i*-те значення радіометричного сигналу *j*-го сканування в *k*-му каналі,  $U_{Giik}(\theta_k)$  — модельне *i*-те значення сигнальної складової радіометричного сигналу *j*-го сканування в *k*-му каналі,  $\hat{U}_{Liik}(a_{Lik}, b_{Lik})$  — модельне і-те значення фонової складової радіометричного сигналу *j*-го сканування в *k*-му каналі,  $x_{Sii} =$  $= \Delta A z_{sij} \vee \Delta E l_{sij}$  — значення *i*-го відхилення антени від розрахункових координат радіоджерела під час сканування за азимутом чи кутом місця *j*-го сканування,  $\theta_{jk} \in \{a_{Gjk}, \sigma_{Gjk}, \theta_{jk}\}$  — масив параметрів сигнальної складової радіометричного сигналу *j*-го сканування в k-му каналі,  $a_{Gik}$  модельна амплітуда сигнальної складової радіометричного сигналу *j*-го сканування в *k*-му каналі, σ<sub>*Gik*</sub> — параметр форми сигнальної складової радіометричного сигналу *j*-го сканування в *k*-му каналі,  $\theta_{ik}$  — похибка наведення антени під час j-го сканування в k-му каналі,  $a_{Lik}$ ,  $b_{Lik}$  — лінійні коефіцієнти фонової складової *j*-го сканування в *k*-му каналі.

Якщо сканування здійснювалося з урахуванням первинної матриці похибок [2], вираз (1) матиме вигляд

$$U_{ijk}(\theta_{jk}) =$$

$$= a_{Gjk} \exp\left(-\frac{(x_{Sij} + x_{Mij} - \Delta \theta_{jk})^2}{2\sigma_{Gjk}^2}\right) + a_{Ljk} x_{Sij} + b_{Ljk}, (2)$$

де *x<sub>Mij</sub>* — відповідне до інтервалу сканування значення елемента первинної матриці похибок.

Лінійні коефіцієнти фонової складової  $a_{Ljk}$  та  $b_{Ljk}$  оцінюються за вимірами, які належать тільки фоновій складовій та лежать на границях кутів сканування (рис. 7). Для їхнього розрахунку використаємо рівняння прямої, яка проходить через дві точки [6]:

$$\frac{x_{Sij} - x_{1jk}}{x_{2jk} - x_{1jk}} = \frac{\hat{U}_{Lijk}(a_{Ljk}, b_{Ljk}) - U_{1jk}}{U_{2jk} - U_{1jk}}, \qquad (3)$$

$$\begin{split} x_{1jk} = & \frac{1}{N_{edgejk}} \sum_{i=1}^{N_{edgejk}} x_{Sij} ,\\ x_{2jk} = & \frac{1}{N_{edgejk}} \cdot \sum_{i=N_j - N_{edgejk} + 1}^{N_j} x_{Sij} \end{split}$$

— середні значення відхилення антени радіотелескопа на границях *j*-го сканування, які розраховано за  $N_{edgejk}$  першими та  $N_{edgejk}$  останніми вимірюваннями відхилення антени відповідно,

$$\begin{split} U_{1jk} = & \frac{1}{N_{edgejk}} \sum_{i=1}^{N_{edgejk}} U_{ijk} , \\ U_{2jk} = & \frac{1}{N_{edgejk}} \cdot \sum_{i=N_j - N_{edgeik} + 1}^{N_j} U_{iji} \end{split}$$

— середні значення фонової складової на границях *j*-го сканування,  $N_{edgejk} = (0.1...0.15) N_{jk}$  — кількість вимірювань сканування, за якими обчислюються складові рівняння прямої.

Після перетворення виразу (3) отримаємо залежність значення фонової складової  $U_{Ljk}$  радіометричного сигналу від відхилення  $x_{Sij}$  антени на *j*-му скануванні як рівняння прямої:

$$\hat{U}_{Lijk}(a_{Ljk}, b_{Ljk}) = a_{Ljk} x_{Sij} + b_{Ljk},$$
 (4)

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2021. Т. 27. № 6

при

$$a_{Ljk} = \frac{U_{2jk} - U_{1jk}}{x_{2jk} - x_{1jk}}, \quad b_{Ljk} = \frac{U_{2jk} - U_{1jk}}{x_{2jk} - x_{1jk}} x_{1jk} + U_{1jk}.$$
(5)

Оптимізаційним критерієм для визначення відхилення (похибки) ј-го сканування є мінімум суми квадратів між виміряними U<sub>іік</sub> та модельними  $\hat{U}_{ijk}(\theta_{jk})$  значеннями:

$$F(\theta_{jk}) = \sum_{i=1}^{N_j} (U_{ijk} - \hat{U}_{ijk}(\theta_{jk}))^2 \xrightarrow{\theta_{jk}} \min . \quad (6)$$

За результатами розв'язання оптимізаційної задачі отримаємо оцінки  $\Delta \hat{\theta}_{jk}$ , амплітуди  $\hat{a}_{Gjk}$  та  $\hat{\sigma}_{Gjk}$ . Розв'язання (6) виконується за алгоритмом Левенберга — Марквардта [7, 9].

З метою якісного формування матриці вимірювань  $M_{mes}$  поточного сканування попередньо необхідно розбити масив вимірювань на одиночні (елементарні) сканування. У випадку РТ-32 в ході емпіричних досліджень відхилення антени від розрахункових координат змінюється періодично за синусоїдальним законом. Програмно реалізовано, що на початку сканування антена відхиляється у від'ємний бік за визначеним кутом. Номер елементарного сканування  $j_{\tau_n}$  визначається як номер півперіоду, якому відповідають ряди матриці  $M_{mes_m}$  з часовою прив'язкою  $\tau_n$  (перший стовпець цієї ж матриці). Номер  $j_{\tau_n}$ визначається як ціла кількість півперіодів, які містяться між моментами прив'язки  $\tau_{smax0}$  (що відповідає першому  $\Delta El_{smax}$  чи  $\Delta Az_{smax}$ ) та  $\tau_N$ :

$$j_{\tau_n} = \begin{cases} \text{floor} \left[ 2 \frac{\tau_n - \tau_{s\max 0}}{T_s} \right] + 1 \text{ при } \tau_n - \tau_{s\max 0} \ge 0, \\ 0 \text{ при } \tau_n - \tau_{s\max 0} < 0, \end{cases}$$
(7)

де floor — операція відкидання дробової частини числа,  $\tau_{smax0}$  — час прив'язки першого відхилення антени на максимальне значення кута, по якому відбувається сканування.

Множина номерів І<sub>і</sub> вимірювань (рядків матриці  $M_{mes_m}$ ), які належать до *j*-го елементарного сканування, знаходиться як

$$I_{j} = \{n \mid j = j_{\tau_{n}}\}.$$
 (8)

Рис. 8 ілюструє визначення  $j_{\tau_n}$  (ступінчаста функція) в ході нормального, без завад, збоїв та



**Рис. 8.** Визначення  $j_{\tau_n}$  (ступінчаста функція) в ході нормального сканування по азимуту (синусоїда)



**Рис. 9.** Визначення  $j_{\tau_n}$  (ступінчаста функція) в умовах технологічних розривів

технологічних розривів, сканування по азимуту

з  $\Delta Az_{smax} = 0.2^{\circ}$ , та 1000 рядків  $M_{mes}$ . Рис. 9 ілюструє визначення  $j_{\tau_n}$  (ступінчаста функція) в умовах технологічних розривів, аналогічного сканування по азимуту (синусоїда).

Під час сканування в різних напрямках є ймовірність гістерезису, що було підтверджено емпіричними дослідженнями РТ-32 [2]. Тому для кожного елементарного сканування  $j_{\tau}$ необхідно визначити напрямок руху антени. Для цього на ньому визначаються різниці відхилення антени

$$\Delta_{sijn} = x_{Sij(n+1)} - x_{Sijn} \,. \tag{9}$$

Кожен рядок матриці  $M_{mes_m}$  відповідно до знаку  $\Delta_{siin}$  доповнюється елементом  $Dir_{iin}$  (12-й стовпець матриці), який характеризує напрямок руху антени в ході сканування. Якщо під час сканування антена рухається в напрямку до зеніту та ліворуч — азимутом *Dir<sub>iin</sub>* = 1, а якщо в напрямку до горизонту та праворуч — азимутом



*Рис. 10.* Ознака напрямку руху в ході нормального сканування ( $1 - \Delta A z_{sn}$ ,  $2 - \Delta_{sijn}$ )



*Рис. 11.* Ознака напрямку руху в умовах технологічних розривів ( $1 - \Delta A z_{sn}$ ,  $2 - \Delta_{sijn}$ )

 $Dir_{ijn} = -1$  (рис. 10...13), на шкалі зліва приведено координату, по якій здійснюється сканування, на шкалі справа — різницю між двома вимірами.

$$Dir_{ijn} = \begin{cases} 1 & \forall \Delta_{sijn} > 0, \\ -1 & \forall \Delta_{sijn} < 0. \end{cases}$$
(10)

У випадку збоїв, завад чи частих технологічних розривів деякі елементарні сканування  $j_{\tau_n}$  будуть неповними чи міститимуть інформацію, якої недостатньо для достовірного оцінювання похибки наведення. Такі дані необхідно виключити з подальшого аналізу. Введемо поняття показника повноти елементарного сканування  $\xi_j \in [0, 1]$ . Кожне повне елементарне сканування ня має містити кількість  $N_i$  рядків вимірювань у :

$$N_j = \frac{T_s}{2\Delta \tau_{mes}} \,. \tag{11}$$

Фактична кількість рядків вимірів, які містять інформацію, придатну для оцінювання, буде до-



*Рис. 12.* Ознака напрямку руху в ході нормального сканування  $(1 - Dir_{ijn}, 2 - \Delta_{sijn})$ 



*Рис. 13.* Ознака напрямку руху в умовах технологічних розривів  $(1 - Dir_{iin}, 2 - \Delta_{siin})$ 

рівнювати

$$N_{factj} = \sum_{i \in I_j} |Dir_{ijn}| .$$
<sup>(12)</sup>

Тоді показник повноти елементарного сканування  $j_{\tau_n}$  обчислюється з виразу

$$\xi_j = \frac{N_{factj}}{N_i} \,. \tag{13}$$

Інформація елементарного сканування  $j_{\tau_n}$  буде придатною для оцінювання за умови

$$\xi_i \ge 0.85.$$
 (14)

Вибір значення нижньої границі  $\xi_j$  зумовлений емпіричним оцінюванням в ході досліджень PT-32, для радіотелескопів з іншими системами керування воно може змінюватися. Якщо умова (14) не виконується, інформація елементарного сканування  $j_{\tau_n} \in$  непридатною та виключається з подальшої обробки.

Похибка наведення антени (оцінка похибки наведення), яка закладається до матриці похи-

бок, має бути точно прив'язана до часу та координат наведення антенної системи і відповідати певним метеоумовам [2]. Оцінка похибки наведення лежить між двома послідовними відхиленнями антени від розрахункових координат радіоджерела під час сканування по азимуту чи куту місця:

$$Az_{ijl} \left[ x_{Sijl} , x_{Sijr} \right], \tag{15}$$

де  $x_{Sijl}$  — ліве значення відхилення з часовою прив'язкою  $\tau_l$ ,  $x_{Sijr}$  — праве значення відхилення з часовою прив'язкою  $\tau_r$ .

Точний час прив'язки оцінки помилки *j*-го сканування у *k*-му каналі визначається з рівняння прямої

$$\frac{\Delta \hat{\theta}_{jk} - x_{Sijl}}{x_{Sijr} - x_{Sijl}} = \frac{\tau_{\Delta \hat{\theta}_{jk}} - \tau_l}{\tau_r - \tau_l}.$$
 (16)

Розрахункові координати азимута  $Az_{\Delta \theta_k}$  та кута місця  $El_{\Delta \theta_k}$ , яким відповідає оцінка, визначаються аналогічно:

$$\frac{Az_{\Delta\theta_{jk}}^{\circ} - Az_{ijl}}{Az_{ijn} - Az_{ijl}} = \frac{\tau_{\Delta\theta_{jk}}^{\circ} - \tau_l}{\tau_n - \tau_l},$$
(18)

$$\frac{El_{\Delta\Theta_k} - El_{ijl}}{El_{ijr} - El_{ijl}} = \frac{\tau_{\Delta\Theta_k} - \tau_l}{\tau_r - \tau_l}, \qquad (19)$$

де  $Az_{ijl}$  — ліве значення азимута з часовою прив'язкою  $\tau_l$ ,  $Az_{ijr}$  — праве значення азимута з часовою прив'язкою  $\tau_r$ ,  $El_{ijl}$  — ліве значення кута місця з часовою прив'язкою  $\tau_l$ ,  $El_{ijr}$  — праве значення кута місця з часовою прив'язкою  $\tau_r$ .

В результаті отримаємо елементарний набір похибок наведення у певних метеоумовах, прив'язаний до напрямку руху антени та координат наведення, який є основою для формування матриці похибок:

$$\Delta \hat{\Theta}_{jk}$$
,  $Az_{\hat{\Delta}\hat{\Theta}_{jk}}$ ,  $El_{\hat{\Delta}\hat{\Theta}_{jk}}$ 

На основі цих оцінок аналогічно до [2] розраховуються напрямні косинуси, які використовуються для заповнення матриці похибок та подальшого її використання системою керування радіотелескопа. З метою досягнення необхідної щільності матриці похибок виконуються тривалі автоматичні супроводження обраних радіоджерел так, щоб їхні траєкторії максимально щільно заповнили небесну сферу в топоцентричній системі відліку радіотелескопа.

Методику автоматичного оцінювання похибок можна застосовувати як для точкових радіоджерел континуального радіовипромінювання, так і для джерел, що випромінюють молекулярні спектральні лінії (космічних мазерів). Емпіричні результати таких досліджень українським радіотелескопом РТ-32 будуть приведені в наступних публікаціях.

Розроблено відповідні програмні модулі та бібліотеки, які інтегровані в систему керування РТ-32 та легко інтегруються у програмне забезпечення керування іншими радіотелескопами.

# висновки

Перші результати створення українського радіотелескопа нового покоління РТ-32 на базі антенної системи MARK-4В дозволяють стверджувати про перспективи досягнення технічних характеристик на рівні світових аналогів. При цьому амбітні наміри консорціуму українських науковців та виробників щодо забезпечення унікальності даного засобу радіоастрономічних спостережень зумовлюють виникнення нових науково-прикладних завдань, розв'язання яких має забезпечити досягнення поставленої мети.

Одним з таких завдань є забезпечення високої точності наведення антенної системи на радіоджерела. Попередні дослідження колективу авторів доводять, що хоча автоматизація процесу побудови матриці похибок підвищувала точність наведення радіотелескопу РТ-32 при цьому містила, пов'язані з роботою людини-оператора, помилки першого та другого роду.

Розроблена методика автоматичного оцінювання похибок наведення на базі синусоїдальної моделі сканування за рахунок врахування напруги на виході радіометричних приймачів усуває зазначені недоліки. Методику можна впровадити як для повноповоротних радіотелескопів, так і для радіотелескопів транзитного типу. Її можливо застосовувати для спостереження калібрувальних точкових радіоджерел континуального радіовипромінювання та космічних молекулярних мазерів. Програмні модулі та бібліотеки, розроблені на основі цієї методики, легко інтегруються у програмне забезпечення керування іншими радіотелескопами. О. Ульянов та В. Захаренко дякують Вентспілському університету прикладних наук (Латвія) за підтримку цієї роботи коштами проєкту "lzp-

#### 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/ грга24.03.163.
- 2. 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. С. 66—75. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2021.032.
- 3. Клепко В. Ю., Голець В. Л. Гіперболоїди. Вища математика в прикладах і задачах: 2-ге вид. Київ: Центр учбової літри, 2009. 594 с.
- 4. 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.
- 5. 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.
- 6. Korn G. A., Korn T. M. *Mathematical handbook for scientists and engineers. Definitions, theorems and formulas for reference and review.* New York, San Francisco, London, Sydney: McGraw-Hill Book Company, 1968.
- 7. Levenberg K. A method for the solution of certain problems in least squares. Quart. Appl. Math. 1944. № 2. P. 164–168.
- 8. *MARK-4B. Operation and maintenance handbook for antenna subsystem. Book 1. Part 1. Antenna structure*. NEC Corporation, Tokyo. Japan, 1986.
- 9. Marquardt D. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters. *SIAM J. Appl. Math.* 1963. № 11. P. 431–441.
- 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).
- 11. Satellite Communications Earth Station Antenna System MARK-4B. Nippon Electric Co. Ltd, Tokyo, Japan, 1983.
- 12. Ulyanov O. *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).

### REFERENCES

- 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.
- Vlasenko V., Mamarev V., Ozhinskyi V., Ulyanov O., Zakharenko V., Palamar M., Chaikovskyi A. (2021). Method of constructing the primary error matrix of the RT-32 radio telescope in an automated mode. *Space Sci. and Technol.*, 27 (3), 66–75. DOI: https://doi.org/10.15407/knit2021.032.
- 3. Klepko V. Yu., Golets V. L. (2009). *Hyperboloids. Higher Mathematics in Examples and Problems: 2nd edition.* K.: The study literature center.
- 4. 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.
- 5. 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.
- 6. Korn G. A., Korn T. M. (1968). *Mathematical handbook for scientists and engineers*. *Definitions, theorems and formulas for reference and review*. New York, San Francisco, London, Sydney, McGraw-Hill Book Company.
- 7. Levenberg K. (1944). A method for the solution of certain problems in least squares. Quart. Appl. Math., № 2, 164–168.
- 8. MARK-4B. Operation and maintenance handbook for antenna subsystem. Book 1. Part 1. Antenna structure. Tokyo. Japan, NEC Corporation, 1986.
- 9. Marquardt D. (1963). An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters. *SIAM J. Appl. Math.*, № 11, 431–441.
- 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).
- 11. Satellite Communications Earth Station Antenna System MARK-4B. Nippon Electric Co. Ltd, Tokyo, Japan, 1983.
- 12. 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).

Стаття надійшла до редакції	23.06.2021	Received 23.06.2021
Після доопрацювання	21.07.2021	Revised 21.07.2021
Прийнято до друку	22.11.2021	Accepted 22.11.2021

V. Vlasenko, 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. Mamariev, Ph. D. in Engineering Science Head of Research and Development Division National Space Facilities Control and Test Center, Kyiv ORCID ID: 0000-0003-2233-7432 E-mail: mamarev@spacecenter.gov.ua V. Ozhinskvi, Ph. D. in Engineering Science 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. Ulyanov, Ph. D. in Physics and Mathematics, Senior Researcher Head of Decameter Radio Astronomy Department The Institute of Radio Astronomy of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv ORCID ID: 0000-0003-0934-0952 E-mail: oulyanov@rian.kharkov.ua V. Zakharenko, Dr. Sci. in Physics and Mathematics, Senior Researcher Director of the Institute of Radio Astronomy of NAS of Ukraine The Institute of Radio Astronomy of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv ORCID ID: 0000-0001-9977-824X E-mail: zakhar@rian.kharkov.ua M. Palamar, Dr. Sci. in Engineering, Professor Head of the Instruments and Control-measurement Systems Department Ternopil Ivan Puluj National Technical University, Ternopil ORCID ID: 0000-0002-8255-8491 E-mail: palamar.m.i@gmail.com A. Chaikovskyi, Ph. D. in Engineering, Associate Professor Associate Professor of the Instruments and Control-measurement Systems Department Ternopil Ivan Puluj National Technical University, Ternopil ORCID ID: 0000-0002-0684-2052 E-mail: chaikovskyi@gmail.com S. Fryz, Dr. Sci. in Engineering, Professor Head of the Telecommunications and Radio Engineering Department Zhytomyr S. P. Koroliov Military Institute, Zhytomyr ORCID ID: 0000-0002-0684-2052 E-mail: antares69@ukr.net

# METHOD OF AUTOMATIC CONSTRUCTION OF RT-32 RADIOTELESCOPE ERROR MATRIX. AUTOMATIC ASSESMENT OF TRACKING ERRORS

On March 15<sup>th</sup>, 2021, scientists of the National Space Facilities Control and Tests Center and the Radio Astronomical Institute of the National Academy of Sciences of Ukraine carried out preliminary observations with the Ukrainian new generation radio telescope RT-32 (Zolochiv, Lviv region). The extragalactic radiation of radio galaxy 3C84 (Perseus-A), masers from the galactic molecular cloud W3, radio emission of methanol maser from the galactic radio source G188.946 + 0.886 were observed and successfully recorded. Observations were performed as training in the framework of preparation for the launch of a joint Ukrainian-Latvian radio astronomy project lzp-2020/2-0121.

The results of the observations confirmed the world level of RT-32 radio telescope characteristics, the efficiency of the primary error matrix and revealed several shortcomings in the functioning of the tracking system. It was found that the primary tracking error matrix has insufficient discreteness and contains errors of the first and second types.

In the article, we present a method of automatic construction of the radio telescope error matrix according to the data of a radiometric receiver and receivers-recorders. The method of construction provides automatic processing of the obtained radiometric data. The results of verification of the developed method using the reference radio sources of different types and the elements of tracking errors' matrix by the elevation and azimuth obtained when using it are presented. The results obtained with the proposed method were included in the radio telescope control system and allowed us to increase the aiming accuracy of the RT-32 radio telescope.

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

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.065 УДК 621.396.946.2, 004.75

М. Ю. ІЛЬЧЕНКО<sup>1</sup>, директор Інституту телекомунікаційних систем, д-р техн. наук, проф.,

акад. НАН України, заслужений діяч науки і техніки, тричі лауреат Державних премій в галузі науки і техніки, член Міжнародної академії наук вищої школи, Міжнародної академії інженерних наук,

Почесний член Інституту інженерів електротехніки і електроніки (США)

E-mail: ilch@kpi.ua, director@mitris.com

**Т. М. НАРИТНИК<sup>1</sup>**, проф. кафедри телекомунікацій, канд. техн. наук, проф., акад. НАН України, лауреат Державних премій УРСР, СРСР, України, Винахідник СРСР, Заслужений робітник промисловості України В. І. ПРИСЯЖНИЙ<sup>2</sup>, нач. Нац. центру, канд. техн. наук, старш. наук. співроб., лауреат Державної премії в галузі науки і техніки, член ради з космічних досліджень Президії НАН України

E-mail: ncuvkz@spacecenter.gov.ua

С. В. КАПШТИК<sup>2</sup>, пом. нач. Нац. центру, канд. техн. наук

E-mail: Sergii.kapshtyk@gmail.com

С. А. МАТВІЄНКО<sup>3</sup>, голов. конструктор, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: matvienko\_2005@ukr.net

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

<sup>2</sup> Національний центр керування і випробувань космічних засобів

вул. Московська 8, Київ, Україна, 01010

<sup>3</sup> Науково-виробничий комплекс «Курс», Київ, Україна

вул. Бориспільська 9, Київ, Україна, 02099

# КОСМІЧНА ІНФРАСТРУКТУРА ІНТЕРНЕТУ РЕЧЕЙ. СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ

Представлено огляд можливості застосування сучасних супутникових систем зв'язку для забезпечення послуг інтернету речей. Показано, що сучасні системи супутникового зв'язку забезпечують передачу трафіку для систем інтернету речей хмарної архітектури. Представлено пропозиції щодо можливості впровадження в супутникових системах зв'язку туманних та граничних обчислень. Показано напрямки модернізації низькоорбітальних те геостаціонарних систем супутникового зв'язку обробки інформації інтернету речей для підвищення оперативності обробки інформації інтернету речей та надійного зберігання даних інтернету речей запропоновано формування на геостаціонарній орбіті орбітального хмарного сховища даних, що складається з декількох геостаціонарних супутників — центрів хмарної обробки даних. Запропоновано методи забезпечення доступу до орбітального хмарного сховища даних порлускної здатності та супутників зі складу низькоорбітальних систем супутників систем супутників великої пропускної здатності та супутников зі складу низькоорбітальних систем супутників зі складу низькоорбітальних систем супутників зі використанням геостаціонарних супутників великої пропускної здатності та супутників зі складу низькоорбітальних систем супутників ту вакористанням геостаціонарних супутників великої пропускної здатності та супутників зі складу низькоорбітальних систем супутникового зв'язку. Коротко розглянуто питання взаємодії орбітального хмарного сховища даних запропоновано орбітального змарного сховища даних запропоновано орбітального змарного супици на геостаціонарний орбіті для розманної пориу супутників — центрів хмарної обробки і зберігання даних. Запропоновано орбітального хмарного сховища даних.

**Ключові слова:** система інтернету речей, супутникова система зв'язку, ГСО, ННО, Орбітальне угруповання супутників, розумні речі інтернету речей.

Цитування: Ільченко М. Ю., Наритник Т. М., Присяжний В. І., Капштик С. В., Матвієнко С. А. Космічна інфраструктура інтернету речей. Стан та перспективи розвитку. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 6 (133). С. 65—84. https://doi.org/10.15407/knit2021.06.065

# вступ

Протягом останнього десятиріччя інтернет речей став важливою складовою частиною сучасних інфокомунікацій [12, 19—21]. За даними компанії Transforma Insights [12] в 2019 році загальна кількість активних пристроїв інтернету речей становила 7.6 млрд. Очікується, що до 2030 року кількість активних пристроїв інтернету речей збільшиться до 24.1 млрд при середньорічному темпі зростання 11 % (показник CAGR). Основним видом підключення пристроїв інтернету речей на прогнозований період залишатимуться технології малого радіусу дії: Wi-Fi, Bluetooth, Zigbee. Прогнозується збільшення кількості підключень пристроїв інтернету речей до стільникових мереж з 1.2 млрд у 2019 році до 4.7 млрд у 2030 році. Потреба в забезпеченні великої кількості підключень та передачі трафіку пристроїв інтернету речей стали головним драйвером розробки та упровадження нового стандарту мобільного широкосмугового зв'язку 5G [1, 28, 29].

Розвиток інтернету речей стримується обмеженими зонами дії наземних мобільних мереж



**Рис.** 1. Модель системи інтернету речей, побудована на архітектурі хмарних обчислень, яка використовує супутникову телекомунікаційну систему для передачі інформації інтернету речей

широкосмугового доступу, які із комерційних міркувань охоплюють території з відносно високою щільністю населення. Розширити зону надання послуг інтернету речей можна шляхом використання ресурсу супутникових телекомунікаційних систем, вузькопрофільного та широкого застосування.

Мета статті — проаналізувати здатність сучасних супутникових телекомунікаційних систем надавати послуги інтернету речей та визначити можливі напрямки розвитку цього сектору телекомунікацій у майбутньому.

# 1. СТАН КОСМІЧНОЇ ІНФРАСТРУКТУРИ ІНТЕРНЕТУ РЕЧЕЙ

До цього часу переважною архітектурою, що застосовується при побудові систем інтернету речей, залишається архітектура хмарних обчислень (Cloud Computing) [6]. За цією архітектурою пристрої інтернету речей, або розумні пристрої (IoT Smart Things), перетворюють контрольовані фізичні параметри в електричні сигнали і передають відповідну інформацію до хмарних центрів обробки даних (Cloud Computing Data Center) для обробки згідно із призначенням та цільовим завданням системи інтернету речей, зберігання та архівації. При необхідності здійснення певних дій хмарний центр обробки даних передає керівні команди на виконавчі пристрої інтернету речей — актуатори.

Наявні супутникові телекомунікаційні системи здатні забезпечувати передачу трафіка систем інтернету речей, і побудовані на базі архітектури хмарних обчислень. На рис. 1 представлено модель системи інтернету речей, побудовану на базі архітектури хмарних обчислень, яка використовує супутникову телекомунікаційну систему для передачі інформації між нижнім та верхнім ієрархічними рівнями. На нижньому рівні ієрархічної структури системи інтернету речей перебувають пристрої інтернету речей, або розумні речі. До цієї групи пристроїв належать сенсори, тобто пристрої, які перетворюють фізичні процеси в електричні сигнали та формують на базі цих сигналів пакети інформації інтернету речей, а також пристрої, що реалізують фізичний вплив на актюратори згідно з отриманими командами.



Рис. 2. Використання супутникових телекомунікаційних систем для забезпечення роботи систем інтернету речей

На верхньому ієрархічному рівні системи перебуває хмарний центр обробки та збереження даних.

Сегмент супутникового зв'язку утворює канал передачі даних від пристроїв інтернету речей, сенсорів, до хмарного центру обробки та збереження даних, і у зворотному напрямку — до пристроїв інтернету речей, до актуатора. Супутниковий канал передачі даних формується із застосуванням таких елементів:

• VSAT-термінал, що перебуває безпосередньо у місці розташування пристроїв інтернету речей — сенсорів та актуаторів, і забезпечує підключення цих пристроїв із використанням радіотехнологій малого радіусу дії, як-от: Wi-Fi, Bluetooth, Zigbee. Для супутникової телекомунікаційної системи інтерфейс VSAT-терміналу до місцевої локальної мережі або до наземної мережі зв'язку є межею системи;

• телекомунікаційний супутник, що забезпечує ретрансляцію пакетів інформації пристроїв інтернету речей. Для систем інтернету речей, побудованих на базі хмарної архітектури, тип корисного навантаження телекомунікаційного супутника не має принципового значення, чи це ретранслятор «прозорого» типу, чи ретранслятор «з обробкою на борту» [25];

• центральна станція VSAT-мережі, або станція спряження. Зазвичай цей об'єкт підключений до магістральної мережі зв'язку та магістральної мережі інтернет, через яку здійснюється передача інформації до хмарного центру оброки даних.

На рис. 2 наведено приклади застосування супутникових телекомунікаційних систем різного типу для забезпечення роботи систем інтернету речей. Показано супутникові телекомунікаційні системи, що використовують два типи орбіт: низьку навколоземну орбіту (ННО) та геостаціонарну орбіту (ГСО). Враховуючи той факт, що супутникові системи широкосмугового доступу на низькій навколоземній орбіті та середній навколоземній орбіті не мають принципових відмінностей в архітектурі побудови, на рис. 2 не представлені супутникові телекомунікаційні системи на середній навколоземній орбіті, до яких належить, зокрема, система O3b.

Першим варіантом застосування низькоорбітальних супутникових телекомунікаційних систем є використання протоколу низькошвидкісної передачі інформації інтернету речей на великі відстані LoRaWAN із застосуванням космічних апаратів форм-фактора кубсат [35]. Пристрої інтернету речей, що перебувають в зоні радіобачення кубсата, передають пакети інформації інтернету речей за протоколом LoRaWAN. Кубсат приймає та ретранслює прийняті сигнали, що надходять на шлюз LoRaWAN, який під'єднаний до мережі інтернет і забезпечує передачу інформації по наземній мережі до хмарних центрів обробки даних. Команди управління передаються у зворотному напрямку. В цьому варіанті супутниковий сегмент використовується як радіоподовжувач, тобто засіб, що забезпечує збільшення дальності передачі сигналів протоколу LoRaWAN.

Перспективні супутникові системи широкосмугового доступу StarLink та OneWeb, що перебувають на різних стадіях формування орбітального угруповання, також здатні забезпечувати передачу інформації інтернету речей.

Архітектура системи StarLink змінювалась декілька разів у процесі проєктування системи та розробки космічних апаратів. Зараз у стадії формування перебуває орбітальне угруповання космічних апаратів, розташованих на низькій навколоземній орбіті висотою 550 км [11]. Космічні апарати StarLink формують керовані промені, які обслуговують користувачів та підтримують зв'язок із станціями спряження. Інтерфейсом системи StarLink для систем інтернету речей є зовнішній інтерфейс терміналу StarLink. Пристрої інтернету речей підключаються до терміналу StarLink через мережу радіодоступу малої дальності, наприклад через мережу WiFi. Далі пакет інформації інтернету речей передається в загальному транспортному потоці інформації до супутника StarLink по висхідній супутниковій лінії, де здійснюється його маршрутизація до променя, що обслуговує станцію спряження. Із відкритих джерел інформації відомо, що супутники StarLink здатні мають можливість підтримувати зв'язок типу «супутник-супутник» із використанням оптичних (лазерних) ліній зв'язку [13]. В цьому випадку інформаційні пакети інтернету речей передаються від супутника, у межах зони обслуговування перебуває термінал StarLink із підключеними до нього пристроями інтернету речей, до супутника, промінь до станції спряження якого наведено на станцію спряження, як це показано на рис. 2. Станція спряження системи StarLink має підключення до первинної мережі інтернет, через це з'єднання пакети інформації від пристроїв інтернету речей потрапляють до хмарного центру обробки та зберігання даних.

Система OneWeb, як і переважна більшість супутникових систем великої пропускної здатності, має окремі групи променів до користувачів — промені користувачів, та до станцій спряження — промені станцій спряження. Інтерфейсом та, відповідно, межею системи OneWeb до пристроїв інтернету речей є інтерфейс терміналу користувача Опе Web до локальної мережі або до мережі радіодоступу WiFi. Термінал користувача OneWeb передає пакети інформації підключених до нього пристроїв інтернету речей в загальному транспортному потоці висхідної супутникової лінії до супутника OneWeb. Супутник OneWeb ретранслює прийняті інформаційні потоки променів користувачів у промені до станції спряження. Станція спряження системи OneWeb має підключення до магістральної мережі системи інтернет. Станція спряження приймає пакети інформації пристроїв інтернету речей у складі загальних транспортних потоків від терміналів користувачів, виділяє цю інформацію та забезпечує її маршрутизацію через мережу інтернет до центрів хмарних обчислень та зберігання даних.

На сьогодні послуги передачі інформації інтернету речей здатні надавати геостаціонарні супутники традиційної конфігурації та супутники великої пропускної здатності. Обидва типи геостаціонарних супутників можуть бути оснащені корисним навантаженням із транспондерами прозорого типу, або транспондерами із обробкою на борту чи регенеративного типу [25]. На рис. 2 наведено приклад передачі інформації інтернету речей із використанням супутника

великої пропускної здатності. До особливостей геостаціонарних супутників великої пропускної здатності належить використання променів двох типів (за призначенням та за показниками): променів користувачів та променів станцій спряження [36]. Зовнішнім інтерфейсом геостаціонарної супутникової системи до пристроїв інтернету речей є інтерфейс VSAT-терміналу до локальної мережі, або до радіомережі WiFi. VSAT-термінал об'єднує в єдиному транспортному потоці висхідної супутникової лінії пакети інформації інтернету речей та інформацію інших служб. Супутник великої пропускної здатності спрямовує прийнятий потік від VSAT-терміналу користувача з променя користувача до променя станції спряження. Станція спряження, аналогом якої у випадку використання геостаціонарного супутника традиційної конфігурації є центральна станція VSAT-мережі, підключена до магістральної мережі системи інтернет, по якій пакети інформації інтернету речей поступають до центру хмарних обчислень на зберігання даних для обробки та узагальнення. Для підвищення ефективності хмарних сервісів, що надаються із застосуванням супутникових телекомунікаційних систем, компанія Microsoft спільно з компанією Azure розпочали реалізовувати проєкт розміщення центрів хмарних обчислень та збереження даних безпосередньо на території супутникових телепортів [3].

Як можна переконатись із наведеної структури, супутникові телекомунікаційні системи займають місце каналів передачі даних між пристроями інтернету речей та центрами хмарних обчислень і збереження даних. В системах інтернету речей, побудованих за хмарною архітектурою, супутникові телекомунікаційні системи повинні забезпечувати двосторонню передачу усього обсягу трафіку інформації інтернету речей, що значно збільшує завантаження супутникових каналів та супутникової системи в цілому.

### 2. ПЕРСПЕКТИВНІ НАПРЯМКИ РОЗВИТКУ КОСМІЧНОЇ ІНФРАСТРУКТУРИ ІНТЕРНЕТУ РЕЧЕЙ

Недоліком традиційної хмарної архітектури систем інтернету речей є не тільки високе завантаження каналів зв'язку та передачі даних двостороннім трафіком, який генерується пристроями та системами інтернету речей, але й затримка, спричинена передачею пакетів інформації інтернету речей по складеному каналу передачі даних через маршрутизатори та інше мережеве обладнання. Крім того, суттєво впливає час поширення радіосигналів в радіомережах та світлової хвилі в оптико-волоконних та лазерних лініях. Особливий вплив інтегральна затримка здійснює на системи інтернету речей, які чутливі до затримки [37].

Рішенням проблеми є впровадження до архітектури систем інтернету речей концепції туманних та граничних обчислень [3]. Згідно з цією концепцією частина обчислень, пов'язаних із обробкою інформації інтернету речей, здійснюється на проміжних рівнях ієрархічної структури системи інтернету речей. Для цього на проміжних рівнях розташовуються відповідні обчислювальні потужності. Обчислювальні потужності наближаються до кінцевих пристроїв інтернету речей: сенсорів та актуаторів. В результаті цього скорочується час обробки інформації та реакція системи інтернету речей на зовнішній вплив і видачі команд управління (за потреби), знижується завантаження каналів зв'язку та передачі даних. На верхні рівні ієрархічної моделі передаються тільки оброблені дані, що містять результат опрацювання інформації від пристроїв інтернету речей та видача команд керування. З одного боку це зменшує обсяг інформації, що передається, а з іншого — підвищує вартість цієї узагальненої інформації.

**2.1.** Реалізація граничних та туманних обчислень у супутниковіх системах. Супутникові телекомунікаційні системи є достатньо гнучкими і можуть бути адаптовані для впровадження туманних та граничних обчислень для систем інтернету речей. На рис. 3 представлено ієрархічну модель супутникової системи інтернету речей, побудовану на базі архітектури туманних та граничних обчислень.

Граничні обчислення — це модель розподілених обчислень, згідно з якою обчислення здійснюються поруч із місцем, де збираються та аналізуються дані, на відміну від обробки інформації на централізованому сервері або у хмарі



*Рис. 3.* Ієрархічна модель супутникової системи інтернету речей, побудованої на базі архітектури туманних та граничних обчислень

[33]. Як було зазначено раніше, у більшості випалків межею супутникової телекомунікаційної системи/мережі є інтерфейс терміналу користувача, або VSAT-термінал, що перебувають поруч із місцем розташування пристроїв інтернету речей — сенсорів і актуаторів. Забезпечити впровадження граничних обчислень у супутникові телекомунікаційні системи можна, додавши до обладнання модему VSAT-терміналу окремий обчислювальний модуль або одноплатний комп'ютер. Конструктивно модем терміналу користувача, або VSAT-терміналу — це плата, на якій встановлено мікросхеми та навісні елементи модему. Плату модему встановлено в корпусі із вбудованим або виносним блоком живлення. Методом модернізації таку конструкцію можна доповнити одноплатним комп'ютером, який забезпечуватиме реалізацію граничних обчислень. Альтернативним варіантом є включення

одноплатного комп'ютера до складу локальної мережі типу Ethernet, до якої під'єднано Wi-Fiроутер та інше обладнання технології радіодоступу пристроїв інтернету речей малого радіусу дії. Додавання обчислювальної потужності буде задовольняти обчислювальні потреби пристроїв інтернету речей, що перебувають у межах зони дії мережі радіодоступу малого радіусу дії. В цьому разі по каналу супутникового зв'язку буде передаватися тільки інформація про результати обробки локальної інформації інтернету речей.

Туманні обчислення (Fog Computing) реалізуються на проміжних рівнях ієрархічної моделі інтернету речей [27]. До проміжного рівня ієрархічної структури інтернету речей, що включає сегмент супутникових телекомунікацій, належать супутник-ретранслятор або орбітальне угрупування супутників. До цього сегменту належать як супутники, що перебувають на геостаціонарній орбіті, так і супутники зі складу орбітальних угрупувань, що перебувають на низькій або середній навколоземній орбіті. Реалізувати туманні обчислення у супутниковому сегменті систем інтернету речей можна шляхом внесення до орбітального сегменту обчислювальної потужності для реалізації туманних обчислень. В роботах [1, 6, 20] було запропоновано підхід до реалізації туманних обчислень шляхом доповнення мікроугруповань (Microconstellation) окремими супутниками-обчислювачами (Satellite-computer). Враховуючи той факт, що модернізація обладнання супутників-ретрансляторів можлива тільки на етапі їхнього виготовлення, реалізація туманних обчислень в орбітальному сегменті супутникових систем інтернету речей займе більш тривалий час. Цей час охоплює розробку проєкту модернізованого супутника, його наземні випробування, очікування завершення строку експлуатації вже запущених супутників та черги на послугу запуску.

Доповнення орбітального сегменту супутникових телекомунікаційних систем обчислювальною потужністю дозволить реалізувати туманні обчислення для обробки інформації інтернету речей від пристроїв, що перебувають у межах зони обслуговування супутника-ретранслятора. В результаті підвищується оперативність обробки інформації, скорочується час затримки. Трафік інформації інтернету речей буде завантажувати тільки ланку супутникового зв'язку «термінал користувача — супутник-ретранслятор». В напрямку «супутник-ретранслятор — станція спряження (GateWay) / центральна станція VSAT-мережі (VSAT-network HUB)» буде передаватися тільки результат обробки та узагальнена інформація інтернету речей, що суттєво скоротить обсяг інформації, що передається, та збільшить її вартість.

Сучасні технології організації та функціонування супутникових телекомунікацій та технології проєктування і виробництва космічних апаратів різноманітного призначення суттєво розширюють можливості супутникових телекомунікаційних систем щодо реалізації хмарних обчислень, які розташовані на верхньому ієрархічному рівні архітектури системи інтернету речей. Крім традиційного способу забезпечення доставки інформації інтернету речей до хмарного центру обробки даних, який передбачає використання станції спряження або центральної станції VSAT-мережі, яка під'єднана до магістральної мережі інтернет, можливе альтернативне рішення — розробка та запуск спеціалізованих космічних апаратів — космічних хмарних центрів обробки та зберігання даних (Satellite Cloud Data Center). Сьогодні в стадії розробки вже перебуває проєкт SpaceBelt [5]. Але цей проєкт передбачає використання супутників — банків даних (або хмарних сховищ даних), що розташовані на низькій навколоземній орбіті. Доступ до супутників — сховищ даних передбачається здійснювати через супутник-ретранслятор на геостаціонарній орбіті.

Альтернативним рішенням є розробка та запуск геостаціонарних космічних апаратів, корисним навантаженням яких буде модуль хмарного центру обробки даних. Доступ до цих космічних апаратів буде здійснюватися через геостаціонарні супутники-ретранслятори по лініях зв'язку між супутниками (Inter-Satellite Link). Для підвищення надійності зберігання даних та проведення обчислювальних операцій, збільшення продуктивності хмарних обчислень супутникові центри хмарної обробки даних будуть під'єднані до наземних хмарних центрів обробки даних за допомогою спеціальних високошвидкісних захищених радіоліній.

**2.2.** Низькоорбітальна супутникова система на базі протоколу LoRaWAN. Низькоорбітальну телекомунікаційну систему, побудовану для передачі інформації інтернету речей із використанням модифікованого протоколу зв'язку на велику відстань LoRaWAN можна адаптувати для реалізації туманних обчислень шляхом модернізації архітектури системи, доповнивши корисне навантаження кубсату шлюзом LoRaWAN та необхідною обчислювальною потужністю (див. рис. 4).

Враховуючи особливості архітектури LoRaWAN, корисне навантаження кубсату, можна доповнити таким обладнанням:

• шлюз LoRaWAN (Gateway) та сервер мережі (Network Server), які забезпечують збирання ін-



Угрупування супутників на низькій навколоземній орбіті

*Рис.* 4. Архітектура модифікованої низькоорбітальної супутникової системи інтернету речей на базі протоколу LoRaWAN

формації від сенсорів та здійснюють ретрансляцію інформацію сенсорів до сервера додатків в єдиному потоці;

• обчислювальний модуль (CPU), який буде виконувати функції сервера додатків безпосередньо на борту кубсата. Включення обчислювального модуля до складу корисного навантаження кубсата дозволить реалізувати в низькоорбітальній супутниковій системі технологію туманних обчислень для забезпечення обробки безпосередньо на борту кубсата пакетів інформації розумних пристроїв інтернету речей (IoT Smart Things Information Burst), які перебувають у межах зони обслуговування кубсата.

Реалізувати запропоновані зміни можна протягом декількох років. Зважаючи на те що термін експлуатації кубсатів достатньо короткий і зазвичай не перевищує 3...5 років, впровадити запропоновані зміни можна при запуску чергового покоління кубсатів, призначеного для підтримки функціонування орбітального угруповання системи.

Для підтримки взаємодії орбітального та наземного сегментів низькоорбітальної телекомунікаційної системи інтернету речей, побудованої із використанням космічних апаратів класу кубсат та яка надає послуги інтернету речей на базі модифікованого протоколу LoRaWAN, до складу наземної інфраструктури системи доцільно ввести земну станцію спряження (GateWay Earth Station) орбітального угруповання з наземною мережею інтернет. Основним завданням земної станції спряження є прийом потоку узагальненої інформації інтернету речей, тобто інформації про результати обробки в туманному шарі системи інтернету речей пакетів інформації сенсорів, та трансляція прийнятого потоку до хмарного центру обробки даних. Земна станція спряження в низькоорбітальній телекомунікаційній супутниковій системі обслуговує одночасно декілька супутників. Тому доцільно доповнити склад обладнання земної станції спряження комп'ютером або обчислювачем, які додають земній станції обчислювальну потужність. Дода-
вання земній станції обчислювальної потужності дозволить реалізувати туманні обчислення для узагальнення інформації інтернету речей, що поступає від декількох кубсатів, що перебувають у межах зони радіобачення земної станції спряження. В ієрархічній архітектурі інтернету речей така обробка узагальненої інформації відповідає рівню туманних обчислень.

Для підвищення ефективності низькоорбітальних супутникових телекомунікаційних систем, побудованих із використанням малих та надмалих космічних апаратів, зокрема кубсатів, в архітектурі систем передбачаються лінії зв'язку між супутниками (Inter-Satellite Link, ISL) [4]. Застосування ліній зв'язку між кубсатами в низькоорбітальній телекомунікаційній системі дозволить передавати потік узагальненої інформації інтернету речей на сусідній кубсат для подальшої ретрансляції на земну станцію спряження і таким чином розширити зону обслуговування земної станції спряження та скоротити їхню кількість.

2.3. Низькоорбітальна система широкосмугового доступу OneWeb. До особливостей архітектури низькоорбітальної супутникової системи широкосмугового доступу (Broadband Access Satellite System) OneWeb належить використання корисного навантаження супутника прозорого типу (Transparent Payload). Корисне навантаження супутників OneWeb здійснює перенесення смуги частот променя користувачів (User Beam) у смугу частот променя станції спряження (Gateway Beam) [33]. У корисному навантаженні супутника не здійснюється обробка інформації. Архітектура системи OneWeb не передбачає використання ліній зв'язку між супутниками.

Для адаптації системи OneWeb до особливостей інтернету речей та впровадження граничних і туманних обчислень можна використовувати можливості терміналів користувачів (User Terminal) і станції спряження (див. рис. 5). Межею мережі в системі OneWeb з боку кінцевого користувача є інтерфейс з локальною мережею Ethernet або з мережею радіодоступу Wi-Fi. Термінал користувача може бути доповнений обчислювальним модулем у вигляді окремого процесорного блоку або одноплатного комп'ютера.



Угрупування супутників на низькій навколоземній орбіті

Рис. 5. Адаптація системи OneWeb для систем інтернету речей



Рис. 6. Адаптація системи StarLink для надання послуг інтернету речей з граничними та туманними обчисленнями

Альтернативним варіантом є підключення одноплатного комп'ютера до локальної мережі Ethernet. Створену обчислювальну потужність, розташовану у місці розміщення терміналу користувача безпосередньо поруч з пристроями інтернету речей (сенсорів та актюраторів), введено до складу системи з метою реалізації граничних обчислень (Edge Computing). Доповнення терміналу користувача обчислювальними засобами дозволить здійснювати первинну обробку пакетів інформації сенсорів інтернету речей та формувати команди керування для актуаторів на рівні терміналу користувача. По каналу супутникового зв'язку буде передаватися узагальнена інформація, сформована за результатами обробки інформації локальної групи пристроїв інтернету речей, розташованих у межах зони дії технології радіодоступу малого радіусу дії.

Туманні обчислення можна реалізувати на рівні станції спряження. Для цієї мети обладнання станції спряження потрібно доповнити обчислювальним модулем — багатопроцесорною комп'ютерною групою/стійкою (див. рис. 5). Це обладнання буде здійснювати обробку інформації інтернету речей, що надходить із зони обслуговування супутника OneWeb, або від супутників, які перебувають у межах зони обслуговування станції спряження. Команди управління для окремих пристроїв та груп пристроїв інтернету речей — актураторів, будуть передаватися від станції спряження через супутник до терміналу користувача. Узагальнена інформація про результати обробки інформації інтернету речей та про прийняті рішення / сформовані команди управління буде передаватись по мережі інтернет до хмарних центрів обробки та збереження даних як до верхнього рівня ієрархічної архітектури системи інтернету речей.

2.4. Низькоорбітальна система широкосмугового доступу StarLink. Низькоорбітальна супутникова система широкосмугового доступу (Low-Earth Orbit Broadband Access Satellite System) StarLink, як і система OneWeb, має сформовану архітектуру, орієнтовану на надання послуг широкосмугового доступу до інтернет кінцевим споживачам. Як вже було показано раніше, наявна архітектура першої черги системи дозволяє надавати тільки послуги інтернету речей хмарної архітектури.

Для адаптації системи StarLink до особливостей інтернету речей та впровадження граничних та туманних обчислень можливо застосовувати методи, аналогічні раніше запропонованим для системи OneWeb, а саме (див. рис. 6):

• доповнення терміналів користувачів одноплатними комп'ютерами або підключення до локальної мережі одноплатного комп'ютера для реалізації граничних обчислень для пристроїв інтернету речей, що перебувають у межах мережі сети радіодоступу малого радіусу дії;

• доповнення складу обладнання станції спряження окремою багатопроцесорною комп'ютерною групою/стійкою для реалізації туманних обчислень для обробки інформації пристроїв інтернету речей, розташованих у межах зони обслуговування усіх супутників, що перебувають у межах зони радіобачення станції спряження.

Використання в архітектурі системи StarLink оптичних/лазерних ліній зв'язку між супутниками (Laser Inter-Satellite Link) [13, 20] дозволяє розглядати рішення про доповнення орбітального угруповання супутників StarLink (StarLink Constellation) супутниками-обчислювачами (див. рис. 6). На відміну від супутників-ретрансляторів StarLink, корисним навантаженням супутника-обчислювача є обчислювальний модуль — процесорний блок і модуль довгострокової пам'яті. Як і супутники-ретранслятори, супутник-обчислювач має у складі свого корисного навантаження маршрутизатор (Router). Для забезпечення зв'язку з іншими супутниками супутник-обчислювач обладнано оптичними головками для оптичних/лазерних ліній зв'язку між супутниками.

Завданням супутника-обчислювача є створення обчислювальної потужності безпосередньо на низькій навколоземній орбіті в одній орбітальній площині із супутниками-ретрансляторами. У кожній орбітальній площині (Orbital Plane) орбітального угруповання StarLink можна розмістити декілька супутників-обчислю-



*Рис.* 7. Розташування супутників-обчислювачів в орбітальній площині орбітального угруповання StarLink

вачів (див. рис. 7). Інформація інтернету речей буде передаватися від супутників-ретрансляторів до супутника-обчислювача для обробки, узагальнення і формування команд керування по лініях зв'язку між супутниками. Розташування в орбітальній площині супутників-обчислювачів та наведення на них оптичних приймачів-передавачів / оптичних головок лазерних ліній зв'язку між супутниками не призведе до руйнування цілісності кільцевої мережі передачі даних орбітальної площини, оскільки супутник-обчислювач, як і супутник-ретранслятор, обладнано маршрутизатором, який розподіляє потоки інформації, призначені для подальшої ретрансляції по кільцевій мережі орбітальної площини та виділяє інформацію, призначену для обробки в обчислювальному модулі супутника-обчислювача.

Доповнення орбітального угруповання Star-Link супутниками-обчислювачами дозволить отримати безпосередньо на орбіті обчислювальну потужність для реалізації туманних обчислень для систем інтернету речей.

2.5. Геостаціонарна система високої пропускної здатності. Орбітальний хмарний центр обробки даних. Геостаціонарні системи супутникового зв'язку є важливою складовою частиною сучас-

них супутникових телекомунікаційних систем. Зростаючий попит на пропускну здатність для передачі даних та надання інформаційних послуг, у першу чергу послуг доступу до інтернет, стали драйвером для появи нового класу геостаціонарних супутників зв'язку — супутників великої пропускної здатності (High Throughput Satellite, HTS). Основною перевагою цих супутників є низька вартість передачі одного біта інформації між двома абонентами [36].

Архітектура геостаціонарних супутникових телекомунікаційних систем високої пропускної здатності має свої особливості, про які було зазначено вище. Ще однією особливістю супутників великої пропускної здатності HTS є правило: один вузький промінь — один транспондер (One Transponder per One Spot Beam) [26]. Згідно з цим правилом транспондер забезпечує підсилення сигналів в усій ширині смуги частот, яка може становити 150...250 МГц чи більше.

Архітектуру геостаціонарних систем високої пропускної здатності (HTS System) можна адаптувати до особливостей систем інтернету речей в декілька етапів наступним чином (див. рис.8). На першому етапі можлива модернізація елементів системи, що належать наземному сегменту зв'язку: VSAT-термінали користувачів (User VSAT Terminal) та станції спряження. Додавання обчислювальних потужностей на цих елементах дозволить реалізувати граничні та туманні обчислення (Edge and Fog Computing) для систем інтернету речей. Можливі технічні рішення щодо впровадження обчислювальної потужності на цих елементах аналогічні тим, що вже були розглянуті раніше для низькоорбітальних систем OneWeb та StarLink.

Доступні сьогодні технології проєктування та виробництва геостаціонарних супутників із строком експлуатації 15...20 років, та накопичений досвід формування і орбітальної експлуатації орбітальних угруповань супутників, взаємодії супутників, що перебувають на орбіті, дозволяє розглядати питання про створення у перспективі орбітального хмарного сховища даних (Orbital Cloud Data Storage), яке складається із декількох геостаціонарних супутників — хмарних центрів обробки даних (GEO Satellite Cloud Data Center) (див. рис. 8). Орбітальне хмарне сховище даних не може розглядатись як альтернатива наземним хмарним центрам обробки та зберігання даних, оскільки обчислювальні потужності та можливості щодо об'єму сховищ для зберігання даних для наземних хмарних центрів є практично необмеженими. Орбітальне хмарне сховище даних є доповненням до наземної хмарної інфраструктури і орієнтоване у першу чергу на обробку та зберігання даних супутникових систем інтернету речей. Для підвищення надійності зберігання даних та збільшення при необхідності обчислювальної потужності орбітальне хмарне сховище даних взаємодіє із наземною інфраструктурою хмарних центрів за допомогою спеціально виділених радіоліній передачі даних.

Геостаціонарні супутники високої пропускної здатності будуть забезпечувати доступ до геостаціонарних супутників — хмарних центрів обробки даних за допомогою ліній зв'язку між супутниками (Inter-Satellite Link), які працюють у радіо- чи оптичному діапазоні частот. Можливість застосування у відкритому космосі оптичних ліній зв'язку великої протяжності доведено експериментально при створенні Європейської системи передачі даних (Europe Data Relay System, EDRS), яку було розроблено на замовлення Європейського космічного агентства [10].

Для спрямування інформації інтернету речей до орбітального хмарного сховища даних геостаціонарний супутник високої пропускної здатності (GEO HTS Satellite) повинен забезпечувати маршрутизацію трафіку інтернету речей. Маршрутизація може здійснюватись таким чином:

• при використанні у складі супутника корисного навантаження регенеративного типу (Regenerative Payload) шляхом виділення із потоку даних, що передаються VSAT-терміналами, інформації інтернету речей та маршрутизації інформації інтернету речей в напрямку до геостаціонарного супутника — хмарного центра обробки даних. Як базова для цього може застосовуватись технологія вдосконаленого супутника із обробкою на борту (Advanced Regenerative onboard Processing Satellite, AR-OBPS) [32];



*Рис. 8.* Адаптація геостаціонарних систем високої пропускної здатності до особливостей інтернету речей та взаємодія із орбітальним хмарним центром обробки даних

• при виділенні для передачі інформації інтернету речей окремих смуг частот в загальній смузі частот кожного променя шляхом комутації цих смуг частот. Комутація смуг частот, виділених для передачі інформації інтернету речей, буде здійснюватися в цифровому корисному навантаженні супутника окремо від інших смуг частот, і буде передаватися по лінії зв'язку між супутниками до геостаціонарного супутника хмарного центру обробки даних. У ролі базової для цього може застосовуватись технологія цифрового корисного навантаження Intelsat Еріс NG Platform [34].

Орбітальне хмарне сховище даних (Orbital Cloud Data Storage) може забезпечувати обробку інформації інтернету речей, яка надходить від низькоорбітальних систем інтернету речей (див. рис. 9). В цьому випадку низькоорбітальна система, яка використовує, наприклад, модифікований протокол LoRaWAN, забезпечує реалізацію туманних обчислень, як це показано раніше, а орбітальне хмарне сховище даних забезпечує хмарний рівень обчислень (див. рис. 3).

Взаємодія між кубсатами низькоорбітальної системи та геостаціонарними супутниками хмарними центрами обробки даних здійснюється за допомогою ліній зв'язку між супутниками. Для організації лінії зв'язку між супутниками на геостаціонарній та низькій круговій орбіті (GEO-LEO Inter-Satellite Link) кубсати зі складу низькоорбітальної системи мають бути обладнані параболічними спрямованими антенами, що розгортаються після відділення кубсата (Deployable Parabolic Dish Antenna) та його пере-



*Рис. 9.* Взаємодія орбітального хмарного сховища даних та низькоорбітальної системи інтернету речей, яка використовує модифікований протокол LoRaWAN

ходу на робочу орбіту [2]. Конструкція кубсатів, що входять до складу супутникової системи на низькій навколоземній орбіті (Low Earth Orbit, LEO), має забезпечувати наведення спрямованої параболічної антени в напрямку на геостаціонарний супутник — хмарний центр обробки даних, або на геостаціонарний супутник високої пропускної здатності (GEO THS Satellite), який в цьому випадку буде виконувати функцію ретранслятора і маршрутизатора інформації інтернету речей.

На рис. 10 наведена архітектура орбітального угруповання комбінованої супутникової системи інтернету речей. Кубсати, що перебувають на низькій навколоземній орбіті, здійснюють прийом інформації інтернету речей / пакетів інформації інтернету речей безпосередньо від сенсорів, та передачу інформації управління безпосередньо до пристроїв — актюраторів, із використанням модифікованого протоколу LoRaWAN. На рис. 10 для спрощення показано тільки одну орбітальну площину. Низькоорбітальна складова орбітального угруповання містить декілька орбітальних плошин. Кількість орбітальних площин визначається виходячи із вимог до безперервності надання послуг, потужності, енергоефективності та строку експлуатації пристроїв інтернету речей — сенсорів і актуаторів та іншими факторами. Кубсати обладнано параболічними антенами, які розгортаються після виведення кубсата на робочу орбіту, і призначені для підтримки ліній зв'язку між супутниками типу «низька навколоземна орбіта — геостаціонарна орбіта» (LEO-GEO RF Link). Конструкція кубсатів забезпечує наведення параболічних антен у напрямку геостаціонарного супутника.

На геостаціонарній орбіті розташовані геостаціонарні супутники — хмарні центри обробки даних, та/або геостаціонарні супутники високої пропускної здатності, оснащені обладнанням для підтримки ліній зв'язку між супутниками типу «геостаціонарний супутник — геостаціонарний супутник» (GEO-GEO Inter-Satellite Link). Геостаціонарний супутник забезпечує прийом узагальненої інформації інтернету речей від кубсатів, які перебувають у межах його зони радіобачення. Для забезпечення суцільної зони радіобачення кубсатів достатньо розташувати на геостаціонарній орбіті три геостаціонарні супутники — центри хмарної обробки даних, або супутники великої пропускної здатності. Цілісність орбітального хмарного сховища даних забезпечується за допомогою ліній зв'язку між супутниками на геостаціонарній орбіті та ліній підключення геостаціонарних супутників центрів хмарної обробки даних до наземної інфраструктури хмарних обчислень через станцію спряження (Orbital Cloud Data Gate Way) (див. рис. 10).

Лінії зв'язку між супутниками типу «геостаціонарна орбіта — геостаціонарна орбіта» та типу «низька навколоземна орбіта — геостаціонарна орбіта» (LEO-GEO Inter-Satellite Link) використовують радіодіапазон та/або оптичні/ лазерні лінії. Перспективним напрямком розвитку технології ліній зв'язку між супутниками є освоєння вищих діапазонів частот, зокрема терагерцового. Проведені дослідження та практичні експерименти підтвердили можливість організації таких ліній на відстані великої дальності, до 1 тис. км та більше [14—18, 23, 24, 30, 31]. При використанні терагерцового діапазону частот вирішується питання збільшення швидкості передачі інформації за рахунок використання ширших смуг частот, забезпечення електромагнітної сумісності радіоелектронних засобів, виключається ймовірність впливу навмисних перешкод, спрощується процедура міжнародної координації. Прикладом успішного практичного використання терагерцового діапазону частот для збільшення швидкості передачі інформації є запуск дослідного китайського супутника з бортовим ретранслятором терагерцового діапазону, який призначений для тестування мереж зв'язку покоління 6G [7].



*Рис. 10.* Архітектура орбітального угруповання комбінованої (низькоорбітальна — геостаціонарна, LEO-GEO) супутникової системи інтернету речей



Рис. 11. Завантаження геостаціонарної орбіти [22] функціонуючими геостаціонарними супутниками

Геостаціонарна орбіта достатньо завантажена функціонуючими геостаціонарними супутниками різноманітного призначення (див. рис. 11, [8]) та супутниками, що виведені із експлуатації.

Як видно з рис.11, найбільш вільними секторами геостаціонарної орбіти є сектори, розташовані над Тихим і Атлантичним океанами: сектори 144°...164°, 56°...60°, 20°...24° з. д. Враховуючи той факт, що для забезпечення доступу до геостаціонарних супутників — центрів хмарної обробки даних використовуються лінії зв'язку між геостаціонарними супутниками, геостаціонарні супутники зі складу орбітального хмарного сховища даних можна розташувати в цих секторах геостаціонарної орбіти, які не становлять інтересу з точки зору послуг супутникового зв'язку для кінцевих споживачів, що перебувають на поверхні Землі.

### 3. ВИСНОВКИ

1. Сучасні супутникові телекомунікаційні системи забезпечують передачу інформації систем інтернету речей, побудованих переважно за хмарною архітектурою. Недоліком хмарної архітектури систем інтернету речей є необхідність передачі всього об'єму інформації пристроїв інтернету речей до хмарних центрів обробки даних і у зворотному напрямку, що призводить до неефективного завантаження супутникових телекомунікаційних систем.

2. Супутникові телекомунікаційні системи можна адаптувати до особливостей інформаційних потоків систем інтернету речей, які використовують технології туманних та граничних обчислень для підвищення власної ефективності. Адаптація супутникових телекомунікаційних систем до особливостей реалізації туманних та граничних обчислень інтернету речей здійснюється методом додавання обчислювальної потужності в термінали користувачів, в корисне навантаження супутників-ретрансляторів і станції спряження або центральні станції VSAT-мереж. Таке розташування обчислювальної потужності та розподіл обчислень дозволяє зберегти строгу ієрархічну архітектуру інтернету речей, скоротити час обробки та обсяг інформації, яку потрібно передавати, підвищити коштовність інформації, що передається до хмарного центру обробки інформації.

3. Запропоновано шляхи переходу супутникових телекомунікаційних систем від хмарної архітектури систем інтернету речей до багаторівневої архітектури із застосуванням граничних і туманних обчислень. Розглянуто варіанти впровадження туманних обчислень в низькоорбітальних системах: орбітальне угруповання кубсатів, що використовує модифікований протокол LoRaWAN — доповнення корисного навантаження кубсатів та їхню заміну під час планового оновлення орбітального угрупування; система OneWeb — модернізація обладнання терміналів прикінцевих користувачів та станції спряження; система StarLink — модернізація обладнання терміналів користувачів і станцій спряження, включення до складу орбітального угруповання додатково супутників — обчислювачів.

4. В геостаціонарних системах великої пропускної здатності впровадження граничних та туманних обчислень можливо здійснити в два етапи. На першому етапі перехід до туманних і граничних обчислень можливий шляхом модернізації обладнання терміналів користувачів та станцій спряження з метою доповнення складу обладнання обчислювальними модулями / багатопроцесорними комплексами. На другому етапі в ході планової заміни геостаціонарного супутника великої пропускної здатності його корисне навантаження можна оснастити додатковим обладнанням для виділення трафіка систем інтернету речей, обробки цього трафіка і проведення обчислень для реалізації туманних обчислень у складі космічного сегмента системи.

5. Для підвищення оперативності обробки, зберігання та забезпечення доступу систем ін-

тернету речей до хмарних сервісів доцільне створення космічного сегмента хмарних сервісів орбітального хмарного сховища даних, яке складається зі з'єднаних за допомогою ліній зв'язку між супутниками декількох геостаціонарних супутників — центрів хмарної обробки даних. Доступ до орбітального хмарного сховища даних може здійснюватися через модернізовані геостаціонарні супутники високої пропускної здатності та через кубсати, що перебувають на низькій навколоземній орбіті і обладнані засобами для підтримки ліній зв'язку між супутниками типу «низька навколоземна орбіта — геостаціонарна орбіта».

6. Для геостаціонарних супутників — центрів хмарної обробки даних можливо використовувати сегменти геостаціонарної орбіти, які не є привабливими з точки зору розташування супутників для забезпечення послуг супутникового зв'язку та мовлення для споживачів, що перебувають на континентальній частині поверхні Землі.

7. Для організації ліній зв'язку між супутниками типу «геостаціонарна орбіта — геостаціонарна орбіта» та «низька навколоземна орбіта — геостаціонарна орбіта» для забезпечення доступу геостаціонарних супутників і супутників на низькій навколоземній орбіті до орбітального хмарного сховища даних, окрім використання традиційних радіоліній в Ка-діапазоні або оптичних/лазерних ліній зв'язку, можливе використання радіоліній в терагерцовому діапазоні частот.

### REFERENCES

- 1. 5G sub 6 GHz technologies and trends. URL: https://www.microwavejournal.com/articles/34295-g-sub-6-ghz-technologies-and-trends (Last accessed: 15.07.2021).
- Akan V., Yazgan E. Antennas for space applications: A Review. DOI: 10.5772/intechopen.93116. URL: https://www.intechopen.com/books/advanced-radio-frequency-antennas-for-modern-communication-and-medical-systems/antennas-for-space-applications-a-review (Last accessed: 15.07.2021).
- 3. Azure Space partners bring deep expertise to new venture. URL: https://news.microsoft.com/transform/azure-space-part-ners-bring-deep-expertise-to-new-venture/ (Last accessed: 15.07.2021).
- Burleigh S. C., De Cola T., Morosi S., Jayousi S., Cianca E., Fuchs C. (2019). From connectivity to advanced internet services: A comprehensive review of small satellites communications and networks. *Hindawi Wireless Communications and Mobile Computing*, Vol. 2019, ID 6243505, 17. URL: https://doi.org/10.1155/2019/6243505 (Last accessed: 15.07.2021).
- Caleb H. Cloud Constellation selects LeoStella to build 10 data-storage satellites. (2019). URL: https://spacenews.com/ cloud-constellation-selects-leostella-to-build-10-data-storage-satellites/ (Last accessed: 15.07.2021).
- 6. Chernyshev A. I., Demidenko I. O., Voruev A. V., Mikhnevich S. Yu. (2018). Programmable net-work access control with adaptive configuration of physical interfaces. *Proc. F. Scorina Gomel State Univ.*, № 6 (111), 55–62.
- 7. China sends 'world's first 6G' test satellite into orbit. URL: https://www.bbc.com/news/av/world-asia-china-54852131 (Last accessed: 15.07.2021).
- 8. *Classification of geosynchronous objects*. Date 28 May 2018 Issue 20 Rev 0. European Space Agency, European Space Operations Centre.
- 9. Edge Computing for Dummies®, Stratus Special Edition (2020). Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc.
- 10. *EDRS (European Data Relay Satellite) Constellation /* SpaceDataHighway. URL: https://directory.eoportal.org/web/eopor-tal/satellite-missions/e/edrs (Last accessed: 15.07.2021).
- 11. *Enciklopediya STARLINK*. URL: https://www.comnews.ru/content/209438/2020-10-07/2020-w41/enciklopediya-Star-Link (Last accessed: 15.07.2021).
- 12. *Global IoT market to grow to \$1.5trn annual revenue by 2030.* (2020). URL: https://www.iot-now.com/2020/05/20/102937-global-iot-market-to-grow-to-1-5trn-annual-revenue-by-2030/ (Last accessed: 15.07.2021).
- 13. Handley M. *Delay is not an option: Low latency routing in space*. Univ. College London. URL: https://www.researchgate.net/publication/328891593\_Delay\_is\_Not\_an\_Option\_Low\_Latency\_Routing\_in\_Space (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenco M. Ye., Kalinin V. I., Narytnik T. N., Cherepenin V. A. (2011). Wireless UWB ecologically friendly communications at 70 nanowatt radiation power. CriMiCo 2011–2011 21st International Crimean Conference: Microwave and Telecommunication Technology, Conf. Proc., ID 6068964, 355–356. URL: https://www.scopus.com/inward/record. uri?eid=2-s2.0-81455143600&partnerID=40&md5=fbcc806eed6877cb29ff71b940370a6c (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenko M. Ye., Kuzmin S. Ye., Narytnik T. N., Fisun A. I., Belous O. I., Radzikhovsky V. N. (2013). Transceiver for 130-134 GHz band digital radio relay system. *Telecommunications and Radio Engineering*, 72 (17), 1623–1638. DOI: 10.1615/ TelecomRadEng.v72.i17.70 (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenko M. Ye., Narytnik T. N., Didkovsky R. M. (2013). Clifford algebra in multipleaccess noise-signal communication systems. *Telecommunications and Radio Engineering*, 72 (18), 1651–1663. https://doi.org/10.1615/TelecomRadEng.v72. i18.20 (Last accessed: 15.07.2021).
- 17. Ilchenko M. Y., Narytnik T. N., Fisun A. I., Belous O. I. (2011). Terahertz range telecommunication systems *Telecommunications and Radio Engineering*, **70** (16), 1477–1487. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v70.i16.60 (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenko M. Ye., Narytnik T. N., Fisun A. I., Belous O. I. (2008). Conception of development of millimeter and submillimeter wave band radio telecommunication systems. *Telecommunications and Radio Engineering*, **67** (17), 1549–1564. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v67.i17.30 (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenko M., Narytnik T., Prisyazhny V., Kapshtyk S., Matvienko S. (2019). *The solution of the problem of the delay determination in the information transmission and processing in the LEO satellite internet of things system*. IEEE International Scientific-Practical Conference: Problems of Infocommunications Science and Technology, PIC S and T 2019: Proceedings. ID 9061350, 419–425. URL: https://www.scopus.com/inward/record.uri?eid=2-s2.0-85083638366&doi= 10.1109%2fPI CST47496.2019.9061350&partnerID=40&md5=7768787b80c0fd34e7417001cecc231b (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenko M., Narytnik T., Prisyazhny V., Kapshtyk S., Matvienko S. (2019). The solution of the problem of the delay determination in the information transmission and processing in the LEO satellite internet of things system. IEEE International Scientific-Practical Conference Problems of Infocommunications, Science and Technology (PIC S&T), Kyiv, Ukraine, 2019/ IEEE Xplore Digital Library. Kyiv, 419–425. URL: https://ieeexplore.ieee.org/document/9061350 (Last accessed: 15.07.2021).

- Ilchenko M., Narytnik T., Prisyazhny V., Kapshtyk S., Matvienko S. (2020). The computing load balancing through the orbital computer network of the internet of things. *Telecommunications and Radio Engineering*, **79** (4), 343–352. DOI: 10.1615/TelecomRadEng.v79.i4.70
- 22. Ilchenko M., Narytnyk T., Prisyazhny V., Kapshtyk S., Matvienko S. (2021). Low-Earth orbital internet of things satellite system on the basis of distributed satellite architecture. Advances in Computer, Communication and Computational Sciences. Proceedings of IC4S 2019. Advances in Intelligent Systems and Computing. 1158. 301–314. Springer Nature Singapore Pte Ltd.
- Ilchenko M. Ye., Narytnyk T. M., Radzikhovsky B. M., Kuzmin S. E., Lutchak O. V. (2015). Development of the transmitting and receiving channels for terahertz band relay systems. *Telecommunications and Radio Engineering*, 74 (11), 981–998. DOI: 10.1615/telecomradeng.v74.i11.30 (Last accessed: 15.07.2021).
- Ilchenko M. E., Narytnik T. N., Radzikhovsky V. N., Kuzmin S. E., Lutchak A. V. (2016). Design of transmitting and receiving radio-relay systems' radiopaths of terahertz range. *Electrosvyaz*, 2, 40–48. URL: https://www.elibrary.ru/item. asp?id=25594179 (Last accessed: 15.07.2021).
- 25. Maral G., Bousquet M. (2009). Satellite communications systems. 5th ed. John Wiley & Sons Ltd.
- 26. Minoli D. (2015). Innovations in satellite communications and satellite technology. The Industry Implications of DVB-S2X, High Throughput Satellites, Ultra HD, M2M, and IP. John Wiley & Sons, Inc.
- 27. Mohan N., Kangasharju J. Edge-fog cloud: A distributed cloud for internet of things computations. CIoT'16 1570310864 / DOI: 10.1109/CIOT.2016.7872914
- Narytnik T. N. (2014). Possibilities of using THz-band radio communication channels for super high-rate backhaul. *Tele-communications and Radio Engineering*, 73 (15), 1361–1371. URL: https://doi.org/10.1615/TelecomRadEng.v73.i15 (Last accessed: 15.07.2021).
- Narytnyk T. (2016). The ways of creation and use of telecommunication systems in the terahertz band transport distribution 5G mobile networks. Third International Scientific-Practical Conference Problems of Infocommunications be used on this conference proceedings. Consistency is required to ensure that Science and Technology (PIC S&T). 36–39.
- Narytnyk T. M. (2018). Principles of development of the terahertz band telecommunication system based on the technology of harmonic signal as the information carrier. *Telecommunications and Radio Engineering*, 77 (16), 1423–1440. URL: https://doi.org/10.1615/TelecomRadEng.v77.i16 (Last accessed: 15.07.2021).
- Narytnyk T. M., Lutchak O. V., Osypchuk S. O., Uryvskyi L. O. (2015). Criteria and algorithms for shaping of the signal-code sequences on the basis of Wi-Fi technology at deployment of the terahertz band telecommunication system. *Telecommunications and Radio Engineering*, **75** (20), 1823–1839. URL: https://doi.org/10.1615/TelecomRadEng.v74.i20.50 (Last accessed: 15.07.2021).
- 32. Nguyen J. *Overview of existing and future advanced satellite systems*. DOI: 10.5772/intechopen.93227. URL: https://www. intechopen.com/online-first/overview-of-existing-and-future-advanced-satellite-systems (Last accessed: 15.07.2021).
- 33. OneWeb non-geostationary satellite system (LEO): Attachment A. Technical Information to Supplement Schedule S, April 2016, SAT-LOI-20160428-00041 (Last accessed: 15.07.2021).
- 34. Operating in an Epic<sup>NG</sup> Environment. URL: www.intelsat.com (Last accessed: 15.07.2021).
- 35. Satellite 2020 Lacuna Space explains LoRaWAN satellite success. URL: https://www.spaceitbridge.com/satellite-2020-lacuna-space-explains-lorawan-satellite-success.htm (Last accessed: 15.07.2021).
- 36. Satellite communications & broadcasting markets survey. Forecasts to 2025 / 23rd Edition. September 2016. 2016 Euroconsult.
- Ye Chen, Wei Liu, Tian Wang, Qingyong Deng, Anfeng Liu, Houbing Song (2019). An adaptive retransmit mechanism for delay differentiated services in industrial WSNs. EURASIP J. Wireless Commun. and Networking. ID 258. URL: https://doi. org/10.1186/s13638-019-1566-2 (Last accessed: 15.07.2021).

Стаття надійшла до редакції	15.07.2021
Після доопрацювання	15.07.2021
Прийнято до друку	16.12.2021

Received 15.07.2021 Revised 15.07.2021 Accepted 16.12.2021 M. Yu. Ilchenko<sup>1</sup>, Director of Institute of Telecommunication Systems, Dr. Sci. in Tech., Professor,
Academician of National Academy of Sciences of Ukraine, Honored Worker of Science and Technology of Ukraine, three times Winner of State Awards in Science and Technology, Member of the International Higher Education
Academy of Sciences (IHEAS), Member of the International Academy of Engineering, Honorary Member of IEEE (USA)
E-mail: ilch@kpi.ua, director@mitris.com
T. M. Narytnyk<sup>1</sup>, Professor at the Department of Telecommunications, Ph.D. in Tech., Full Professor, Academician of National Academy of Sciences of Ukraine, the Winner of State Awards in Science and Technology of UkSSR, USSR, Ukraine, Inventor of USSR, Honored Worker of Industry of Ukraine
V. I. Prysiazhnyi<sup>2</sup>, NSFCTC Director, Ph.D. in Tech., Senior Researcher, the Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine, E-mail: ncukz@spacecenter.gov.ua
S. V. Kapshtyk<sup>2</sup>, NSFCTC Assistant Director, Ph.D. in Tech.

E-mail: Sergii.kapshtyk@gmail.com

S. A. Matvienko<sup>3</sup>, Chief Designer, Ph.D. in Tech., Senior Researcher

E-mail: matvienko\_2005@ukr.net

<sup>1</sup> National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute"

37, Peremohy Ave, Kyiv, 03056 Ukraine

<sup>2</sup> National Space Facilities Control and Test Center

8 Moskovska Str., Kyiv, 01010 Ukraine

<sup>3</sup> Private Joint Stock Company "Scientific and Production Complex "KURS"

9 Boryspilska Str, Kyiv, 02099 Ukraine

### SPACE INFRASTRUCTURE OF IOT. CURRENT STATE AND DEVELOPMENT PROSPECTS

We present an overview of possibilities for existing Satellite Communication Systems utilization to provide Internet of Things Services. It is shown that existing Satellite Communication Systems provide traffic transmission for IoT Systems with Cloud Architecture. The proposals are explicated on the possibility of using Fog and Edge Computing for Satellite Communication Systems. The implementation of Fog and Edge computing in IoT Systems requires the modernization of the Low-Earth Orbit (LEO) and Geostationary Orbit (GEO) Satellite Communication Systems, and we show the ways of their enhancement. To increase the efficiency of IoT data processing and the reliability of IoT Data Storage, we propose to construct an Orbital Cloud Data Storage in GEO, which consists of several GEO Satellites — Cloud Computing Data Centers. Such a structure would require the development of methods of access providing to the Orbital Cloud Data Storage. For these purposes, our propositions include using GEO High-Throughput Satellites and satellites from the structure of LEO Satellite Communication. The issues of interaction between Orbital Cloud Data Storage and ground-based Cloud Data Processing and Storage Infrastructure are briefly considered. The orbital slots in GEO are proposed for the location of GEO Satellites — Cloud Computing Data Centers.

*Key words:* Internet of Things Services, Satellite Communication System, GEO, LEO, orbital constellation of satellites, Smart Things of IoT.

# Моніторинг космічного простору і космічне сміття

Space Environment Monitoring and Space Debris

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.085 УДК 523.68, 52.121, 52.13, 52.323.2

П. М. КОЗАК<sup>1</sup>, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук
Е-mail: kpm@knu.ua
Ю. Є. ЗЛОЧЕВСЬКИЙ<sup>2</sup>, спостерігач
Л. В. КОЗАК<sup>3</sup>, доцент, канд. фіз.-мат. наук
С. В. СТАРИЙ<sup>4</sup>, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук
<sup>1</sup> Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка вул. Обсерваторна 3, Київ, Україна, 04053
<sup>2</sup> Київський астрономічний клуб «Астрополіс»

<sup>3</sup> Фізичний факультет Київського національного університету імені Тараса Шевченка

Проспект Академіка Глушкова 4, Київ, Україна, 03680

<sup>4</sup> Інститут фізики напівпровідників імені В. Є. Лашкарьова Національної академії наук України Проспект Науки 41, Київ, Україна, 03028

# ПРОБЛЕМИ ОБРОБКИ ВІДЕОЗАПИСІВ ЯСКРАВИХ БОЛІДІВ ТА ПАДАЮЧИХ ЗАЛИШКІВ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ, ЗАРЕЄСТРОВАНИХ МАЛОЧУТЛИВИМИ ПОБУТОВИМИ ВІДЕОКАМЕРАМИ У СКЛАДНИХ СПОСТЕРЕЖНИХ УМОВАХ

Приводиться методика кінематичної і фотометричної обробки результатів односторонніх відеоспостережень унікального яскравого боліда (або уламка космічного апарата) проведених в надзвичайно складних спостережних умовах. Через низьку чутливість відеокамери і наявність значної кількості зіркоподібних артефактів на матриці камери та сильну засвітку кадру яскравим Місяцем ( $-10.95^{m}$ ), який перебував безпосередньо у полі зору камери, в усіх кадрах були повністю відсутні зорі. Застосування алгоритмів усереднення та сумування до кадрів в цілому, та виведення на екран окремих динамічних діапазонів інтенсивності зображення дозволило відшукати та ототожнити 45 опорних зірок, найслабші з яких мали блиск  $5.4^{m}...5.7^{m}$ . Завдяки наявності у полі зору камери точки максимального зближення траєкторії об'єкта із спостерігачем, яка відповідає максимуму кутової швидкості, та моделюванню було отримано максимально можливу кількість параметрів космічного тіла, які можна отримати з односторонніх спостережень. Об'єкт рухався більш ніж 12 с, кутова довжина траєкторії перевицувала 60°, максимальна кутова швидкість в точці максимального зближення із спостерігачем становила 7.4°/с. Показано, що космічне тіло від початку свого руху до точки максимального зближення могло втратити приблизно 32 % початкової швидкості. Наявність в кадрі точки максимального зближення дозволило коректно обчислити пряме сходження та схилення видимого радіанта об'єкта як 272.0° та  $-0.8^{\circ}$  відповідно. Блиск космічного тіла варіював у межах  $-5.5^{m}...-8.5^{m}$ . Усі проведені обчислення не дозволили однозначно ідентифікувати об'єкт як метеороїд чи уламок космічного сміття.

Ключові слова: метеор, метеорний потік, болід, космічне сміття, параметри траєкторії метеора, фотометрія.

Цитування: Козак П. М., Злочевський Ю. Є., Козак Л. В., Старий С. В. Проблеми обробки відеозаписів яскравих болідів та падаючих залишків космічних апаратів, зареєстрованих малочутливими побутовими відеокамерами у складних спостережних умовах. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 6 (133). С. 85—97. https://doi.org/10.15407/ knit2021.06.085

### вступ

Спостереження метеорів, початкова астрометрична обробка спостережних даних та відновлення параметрів траєкторії метеора в атмосфері Землі, як і побудова кривої блиску з висотою та часом є на сьогодні хоча і достатньо відпрацьованою задачею, та в ряді випадків зустрічається із значними ускладненнями. Так, ніколи не відомо, в якій частині кадру (при відеозйомках) пролетить метеор, і чи буде достатньо опорних зірок та зірок порівняння навколо його зображення для коректної астрометричної та фотометричної обробки. Для яскравих болідів виникає проблема відтворення кривої блиску в абсолютних зоряних величинах через відсутність світних об'єктів порівняння у кадрі. Також, незважаючи на відносно велику кількість спостережних мереж, реєстрація потужних болідів (а особливо над'яскравих болідів типу Челябінського, що можуть становити загрозу для людства), є досить рідкісним явищем. Очевидно, що навіть випадкова реєстрація потужного боліда заслуговує на максимально детальну обробку спостережних даних з метою відновлення максимально можливої кількості інформації про космічне тіло, зокрема про можливу його належність до якогось метеорного потоку. Схожа ситуація і з відеоспостереженнями падаючих уламків космічних апаратів, космічного сміття та ін. В ряді випадків на допомогу дослідникам метеорів можуть прийти любителі метеорної астрономії, які проводять епізодичні чи регулярні відеоспостереження.

Користь від участі аматорів у сучасній спостережній метеорній астрономії є незаперечною. Багато любителів та організованих спостережних метеорних мереж проводять як класичні базисні (або односторонні) відеоспостереження, так і спектральні спостереження [21, 19]. Метеорна аматорська мережа Японії [21] функціонує уже більше десяти років. Використовуються сучасні достатньо чутливі відеокамери «Watec WAT-100N» та «WAT-902H2 Ultimate», оснащені фотографічними об'єктивами, що забезпечують поле зору порядку 55°×45°. Для захоплення зображень метеорів з аналогових відеокамер «Watec», як і для обробки та аналізу параметрів траєкторій та орбіт використовується їхнє власне програмне забезпечення [20]. Щороку, починаючи з 2007 р., кількість опрацьованих метеорів варіює приблизно у межах 15000...25000. Інша, європейська об'єднана мережа аматорів та професіоналів [19], крім панорамних відеоспостережень проводить також спектральні спостереження на достатньо високому рівні. Як правило, усі аматорські метеорні мережі в тій чи іншій мірі пов'язані з професійними науковими інституціями, і є по суті деяким спільним колективом для метеорних досліджень.

Настільки активному розвитку метеорної аматорської астрономії сприяло кілька факторів. По-перше, це розвиток електроніки, зокрема суттєве подешевшання спостережних відеокамер, які стали доступними пересічним громадянам. Наприклад, камери «Watec», які є варіантом охоронних систем, і дійсно чутливіші, ніж інші охоронні камери, так що можуть використовуватися у темний час доби, коштують на сьогодні близько \$500. По-друге, це розвиток комп'ютерної техніки, який дозволяє аматорам метеорної астрономії проводити класичну обробку спостережень в домашніх умовах. По-третє — це поява та розвиток інтернету, який дозволяє ефективно акумулювати результати спостережень у міжнародні бази даних та робити їх доступними для будь-якого користувача.

Тим не менш, навіть ціна в \$500 на сьогодні не є вже такою й малою — тому часто аматори метеорної астрономії з метою економії використовують значно дешевшу відеотехніку (охоронні відеокамери та відеореєстратори). Такі малочутливі камери мають ту перевагу, що забезпечують, як правило, дуже велике поле зору — іноді порядку 100°, що збільшує імовірність реєстрації яскравих метеорів у рази. Однак така ситуація призводить до певної проблеми: зростання поля зору, з одного боку, призводить до суттєвого збільшення зареєстрованих болідів, однак з іншого боку не надає змоги провести достатньо якісну (а іноді взагалі будь-яку) обробку спостережного матеріалу через малу кількість чи взагалі відсутність зірок у кадрі — дана ситуація типова для побутових охоронних камер, які мають короткий фокус і відповідно малу вхідну

апертуру. Таким чином, спостереження з такою апаратурою можуть допомогти в задачі статистичного визначення інтенсивності притоку відносно крупної метеорної речовини на Землю, однак не завжди дають змогу надійно визначити параметри траєкторії болідів та елементів їхніх геліоцентричних орбіт, що є вкрай важливим для вивчення метеорної складової Сонячної системи.

### СПОСТЕРЕЖЕННЯ БОЛІДА АМАТОРАМИ ТА ПРОБЛЕМА ОБРОБКИ ДАНИХ

Ідеєю написання даної роботи послугував відеозапис унікального боліда, здійснений співавтором даної роботи та членом Київського астрономічного клубу «Астрополіс» у м. Вишневе біля Києва. Відеозапис даного боліда можна побачити на інтернет-сервісі YouTube [22]. Для спостережень використовувалася камера VE-6047EF (1/3") — її параметри приведено в таблиці.

Болід пролетів майже горизонтально через увесь кадр за час близько 12 с, тобто був надзвичайно повільним, але в той же час дуже яскравим, та мав ряд цікавих фотометричних особливостей, таких як деформація форми коми, відділення фрагментів тощо. З іншого боку, це могли бути і залишки космічного апарата. Але для

### Параметри камери спостереження

Параметри	Значення
Дата прольоту боліда	9 серпня 2020 р.
Час <i>UT</i> прольоту боліда	$0^{h}14^{m}05^{s}$
Довгота місця камери λ, град.	30.370800
Широта місця камери ф, град.	50.380699
Висота <i>h</i> <sub>0</sub> камери над рівнем моря, м	200
Азимут <i>А</i> (геодезичний) оптичного центра, град.	180.426880
Висота оптичного центру над гори- зонтом <i>H</i> , град.	30.205572
Орієнтація камери відносно гори- зонту β, град.	~0.3
Об'єктив	Pentax 3-8
Світлосила	1:1
Матриця	VE-6047EF (1/3")
Розмір матриці (H × V), пкл	720 × 576
Тип розгортки	прогресивна
Frame rate, повних кадрів за секунду	25



*Рис.* 1. Комбінований кадр з зображенням боліда, що пролетів над Києвом (відео знято у м. Вишневе) 09.08.2020 р., та зображення Марса і Місяця зліва вгорі кадру

впевненої ідентифікації потрібно було виконати хоча б мінімальну обробку спостережних даних. У кадрі був яскравий, майже повний Місяць (-10.95<sup>m</sup>), Марс (-1.26<sup>m</sup>) поряд з ним (рис. 1), та зображення 5-6 «зірок», які при подальшій обробці виявилися дефектами матриці.

Як уже згадувалося, даний болід пролетів через поле зору камери за час трохи більше 12 с (дещо більше 300 кадрів з розгорткою типу PAL/ SECAM 25 кадрів/с), причому влетів він у кадр уже будучи достатньо яскравим — тобто загальний час життя був ще більшим.

Для демонстрації повної картини на рис. 1 було проведене комбінування окремих кадрів за таким алгоритмом. Від кожного кадру у загальної послідовності віднімався деякий кадр без динамічних об'єктів у ньому — це міг би бути і одиночний початковий кадр, однак ми використали усереднений по N = 30 початкових кадрах (де болід ще був відсутній) для зменшення рівня флуктуацій фону:

$$\overline{I}(x_i, y_i) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} I_k(x_i, y_i).$$

Далі усереднений кадр віднімався від деяких *М* вибраних кадрів з послідовності де був наявний болід (в нашому випадку був вибраний кожен

30-й, M = 30, хоча можна було б вибрати і кожен — однак через малу кутову швидкість боліда його зміщення за кадр було дуже малим), які потім сумувалися. Середнє значення фону в такому сумарному кадрі має бути рівним нулеві — лише флуктуації фону мають збільшитися у  $\sqrt{M}$  разів. Для комбінованого порівняння динамічного зображення боліда та стаціонарних зображень Місяця та Марса отриманий кадр остаточно додавався до початкового усередненого. Загальна формула такої процедури має вигляд

$$I(x_{i}, y_{i}) = \sum_{l=1}^{M} \{ I_{l}(x_{i}, y_{i}) - \overline{I}(x_{i}, y_{i}) \} + \overline{I}(x_{i}, y_{i}) , (1)$$

або остаточно

$$I(x_{i}, y_{i}) = \sum_{l=1}^{M} I_{l}(x_{i}, y_{i}) - (M-1)\overline{I}(x_{i}, y_{i}).$$

Застосування такої формули (рис. 1) дозволяє не лише бачити всі особливості боліда в одному кадрі, а в принципі і дозволяє фотометрично порівнювати зоряні величини Місяця та боліда, оскільки вони приведені до тієї ж спільної експозиції 0.04 с (зображення боліда з різних кадрів при цьому, очевидно, не повинні накладатися одне на інше).

Унікальність такого яскравого та повільного об'єкта примусила замислитись над можливістю пошуку методів для проведення більш-менш достовірної астрометричної обробки. Найпростіший підхід — використання приблизних значень напрямку оптичної осі та знання повороту площини детектора камери (вважалося, що камера була розміщена горизонтально), а також приблизно відомого масштабу кадру — не витримує критики, оскільки точність цих параметрів є невизначеною, та загалом, як правило, залишає бажати кращого.

Для попереднього опрацювання зображень у кадрах було використано програмне забезпечен-

ня комплексної обробки базисних телевізійних (відео) спостережень метеорів Falling Star [8], розроблене в Астрономічній обсерваторії Київського національного університету імені Тараса Шевченка. Дане програмне забезпечення використовує власні розроблені методи астрометричної, кінематичної та фотометричної обробки метеорних спостережень [6, 7, 9, 11, 12, 14]. При стандартній обробці метеорних зображень у відеопослідовностях оригінальні одиночні кадри (рис. 2, a) не використовувалися, натомість застосовувався розділений підхід для вимірювань зображення метеора та опорних зірок. Положення метеора вимірювалися в кадрах з віднятим фоном, за алгоритмом схожим до (1), однак без додавання в кінці усередненого кадру. У такому алгоритмі усі стаціонарні об'єкти відсутні, і вимірювання зображення метеора, як астрометричні, так і фотометричні, відбуваються над плоским нульовим фоном (як правило, щоб не втрачати від'ємні флуктуації, перед збереженням у файл до інтенсивності в кожній точці додається певна константа). Вимірювання ж зображень зірок проводяться по усередненому кадру (рис. 2, б), причому для зменшення флуктуацій фону можна взяти більш ніж 30 кадрів для усереднення незалежно від наявності самого метеора його зображення після усереднення по великій кількості кадрів, як правило, повністю зникає. Тим не менше, верхня границя кількості кадрів для усереднення лімітована кутовим розміром пікселя — зображення зірок не повинні зміщуватися через добове обертання неба. На рис. 2, в для порівняння приведено профілі інтенсивності вздовж телевізійної строки кадру, що проходить через зображення Місяця — відповідні стандартні відхилення рівня флуктуацій фону неба також приведені на рис. 2, в. Для подальшого пошуку та ототожнення опорних зірок у кадрі

*Рис.* 2. Оригінальний та математично опрацьовані кадри прольоту боліда: a — оригінальний одиночний кадр з зображенням боліда та зіркоподібних артефактів; б — усереднений кадр по 363 послідовних кадрах та остаточно ототожнені опорні зорі; e — поздовжні профілі інтенсивності здовж телевізійної строки для одиночного та усередненого кадрів; e — відповідна інтерактивна карта зоряного неба побудована з застосуванням редукційної моделі повного квадратичного полінома для врахування дисторсії; d — комбінований знімок накладених вибраних рівнів інтенсивності в просумованому кадрі; e — вибрані рівні («шари») інтенсивності у просумованому кадрі (за 363 кадрами), які використовувалися для початкового пошуку зірок в кадрі



ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2021. Т. 27. № 6

використовувалася процедура, аналогічна обробці кадрів, отриманих камерами суперізокон в обсерваторії університету, детально описана в роботах [6, 8, 14]. Поряд з оригінальним кадром будувався штучний кадр-карта зоряного неба (за каталожними даними), причому початково — як ідеальна проєкція небесної сфери на площину за приблизно відомими координатами оптичного центра, фокусної відстані, кута повороту камери навколо оптичної осі. Далі запускалась процедура автоматичного (або напівавтоматичного) ототожнення віднайдених програмно (або вибраних візуально) зображень зірок у реальному кадрі, та відповідних даних з побудованого штучного кадру за їхніми виміряними координатами  $x_i$ ,  $y_i$ .

Однак через дисторсії оптико-електронного тракту телевізійної системи розбіжності у виміряних координатах були значними, і автоматична обробка ідеальної проєкції карти часто давала грубі похибки. Тому для уточнення вимірів був запропонований прийом використання зворотних редукційних моделей з тих, що використовуються при астрометричній обробці, але де шуканими величинами тепер є виміряні координати зірок  $x_i$ ,  $y_i$  (та при необхідності точки сітки карти), а регресорами виступають ідеальні координати  $\xi_i$ ,  $\eta_i$  зірок, розраховані за каталожними даними та заданими екваторіальними координатами оптичного центра кадру. В залежності від якості зоряного неба (кількості зірок у кадрі) в редукційній моделі використовувалися лінійний, обмежений та повний квадратичні поліноми, або проєкційний метод Дейча. Рідше використовувався обмежений кубічний поліном [6].

Така процедура усереднення кадрів, описана в роботі [14], добре зарекомендувала себе при обробці знімків, отриманих високочутливою телевізійною камерою суперізокон [1, 9—11, 13, 15, 16, 22], — кількість зірок, придатних для ототожнення та вимірювань, різко збільшувалась через зменшення рівня флуктуацій фону в  $\sqrt{N}$ , де N — кількість кадрів для усереднення. В даному випадку через малу чутливість камери, сильну місячну засвітку та наявність інтенсивних зіркоподібних артефактів таке усереднення на етапі початкового ототожнення кадру і карти зоряного неба не дозволило однозначно ідентифікувати потенційні опорні зорі в кадрі. Одним з варіантів, що розглядався для можливого подальшого зменшення флуктуацій фону та підняття відносної інтенсивності зображень зірок було застосування цифрових фільтрів до усередненого кадру. Однак через великий градієнт від місячної засвітки з невідомим функціональним розподілом інтенсивності по кадру (рис. 2, *в*) такий варіант було відкинуто.

Для вирішення проблеми початкової ідентифікації зоряного неба було використано реалізований у програмі Falling Star [8] алгоритм сумування ряду кадрів без подальшого усереднення. Використання кадрів такого формату при звичайному виведенні сигналу на екран, яке передбачає нормалізацію всього діапазону інтенсивності до VGA-стандарту 0...255 (1 байт на піксель), буде не чим іншим, як еквівалентом розглянутому вище усередненню кадру, а відтак в даному випадку не принесе користі. Тим не менш, програма Falling Star дозволяє відтворити на екрані інтенсивності в сумарному кадрі в діапазоні 0..255 пошарово, де кількість «шарів» (або рівнів) рівна кількості просумованих кадрів, і, крім того, дозволяє змінювати початкову інтенсивність «шару» з точністю до однієї градації. Наприклад, для файлу отриманого сумуванням десяти кадрів діапазону 0...255 мінімальне значення інтенсивності теоретично дорівнює 0, а максимальне становитиме 2550. При виведенні на екран, наприклад, третього «шару» діапазону 512...767 усі значення нижче 512 будуть абсолютно чорні, вище 767 — абсолютно білі, усі між ними — сірі градації. Такий підхід є еквівалентним зміні яскравості та контрасту при лінійній передачі сигналу, коли передавальна пряма має нахил (контраст) 45° — діапазон візуалізації 0...255 не змінюється — та довільно рухомий коефіцієнт порогової яскравості (з точністю до однієї градації інтенсивності, хоча на практиці використовувався крок 256 градацій). Очікувалося, що таке виведення даних на екран підніме контраст зображення навіть на градієнті сильної засвітки від Місяця, і дозволить візуально знайти та ототожнити хоча б деяку кількість опорних зірок в околі боліда.

Хочемо зауважити, що такий підхід себе повністю виправдав. Уже при виведенні першого рівня, на якому з'явилися градації сірого зображення у правій верхній частині кадру, одразу стало можливим ототожнити певну комбінацію зірок (рис. 2, е). Піднімаючи далі поріг яскравості на п'яти різних «кадрах», тобто для п'яти різних рівнів-шарів інтенсивності (на рис. 2, е приведено лише чотири) загалом вдалося ототожнити приблизно 30 опорних зірок, по яких було побудовано карту зоряного неба в рамках зворотної редукційної моделі повного квадратичного полінома (рис. 2, г). Загальний вигляд початково ототожнених зірок приведено на комбінованому кадрі (рис. 2, д). Після відповідної деформації карти було використано уже усереднений кадр (рис. 2, б) для подальшого пошуку опорних зірок. Загалом було ототожнено 45 зірок, приведених на усередненому кадрі, а також Марс і Місяць з відомими ефемеридами на момент спостереження ( $\alpha_{Mars} = 1^{h}24^{m}30.8^{s}$ ,  $\delta_{Mars} = 4^{\circ}34'44.4''$ ;  $\alpha_{Moon} = 1^{h}11^{m}57.4^{s}$ ,  $\delta_{Moon} = 1^{\circ}37'49.4''$ ) також були закладені у пряму редукційну модель. Цікаво зауважити, що при повній відсутності (невидимості) зірок у початкових оригінальних кадрах даним методом було віднайдено 45 зірок, найслабші з яких мали блиск  $+5.4^{m}...+5.7^{m}.$ 

### РЕЗУЛЬТАТИ ОДНОСТОРОННЬОЇ ОБРОБКИ БОЛІДА ТА ЇХНІЙ АНАЛІЗ

В результаті проведеної астрометричної обробки були розраховані екваторіальні координати даного яскравого об'єкта. Для обробки використовувалися різні редукційні моделі, але була вибрана знову ж таки редукційна модель 12 постійних (повний квадратичний поліном). Коефіцієнти (постійні) редукційної моделі розраховувалися не для всього кадру, як це зазвичай відбувається при обробці телескопічних знімків, а для кожного зображення боліда по опорних зорях в деякому околі навколо об'єкта — детальну методику описано в роботі [6].

На основі ототожнених зірок був розрахований кутовий розмір пікселя по кадру (його величина визначає точність розрахунків) — вона становила від  $0.085^{\circ} \pm 0.003^{\circ}$  на краю кадру до



*Рис. 3.* Зміна кутової швидкості тіла з часом (*a*) та геометрична схема спостереження (*б*). Траєкторія метеора позначена стрілкою, точка внизу — положення спостерігача

 $0.087^{\circ} \pm 0.004^{\circ}$  у його центрі. Середнє значення дорівнювало  $0.086^{\circ} \pm 0.003^{\circ}$  ( $\approx 5.2'$ ). Поле зору всього кадру при цьому становило приблизно  $62^{\circ} \times 50^{\circ}$ . Таким чином, кутова довжина видимої траєкторії даного світного об'єкта дорівнювала  $62^{\circ}$  (реальна довжина була ще більшою). Початкові та кінцеві координати траєкторії були обчислені як  $\alpha_{Start} \approx 322.4^{\circ}$ ,  $\delta_{Start} \approx -9.7^{\circ}$ ,  $\alpha_{End} \approx 22.9^{\circ}$ ,  $\delta_{End} \approx -10.8^{\circ}$ . Обчислення екваторіальних координат боліда дало можливість побудувати залежність його кутової швидкості від часу вздовж траєкторії — її приведено на рис. 3, *а*.

Залежність між кутовою швидкістю об'єкта та його лінійною швидкістю при довільному прямолінійному русі можна описати формулою, приведеною в роботах [7, 14]:

$$\omega = \frac{\upsilon}{R} \sin\beta \,. \tag{2}$$

Як видно з рис. 3,  $\delta$ , при проходженні метеороїдом мінімальної відстані до спостерігача  $R_{\perp}$ формула (2) трансформується до класичного виразу  $\upsilon = \omega R$  (sin  $\beta = 1$ ), і кутова швидкість там має максимальне значення — у нашому випадку 7.4°/с. Оскільки згідно з (2) кутова швидкість при постійній лінійній швидкості залежить від двох змінних параметрів  $\beta(t)$  та R(t), формулу (2) доцільно переписати з врахуванням  $R = R_{\perp} / \sin\beta$  і отримати залежність лише від одного змінного параметра  $\beta$ :

$$\omega = \frac{\upsilon}{R} \sin^2 \beta \,. \tag{3}$$

Варіюючи в точці мінімальної відстані до спостерігача невідомий параметр  $R_{\perp}$ , можна було б отримати варіанти швидкості  $\upsilon_{\perp}$ , яка в цьому випадку збіглася б з початковою швидкістю тіла  $\upsilon = \upsilon_0$ , а вже за початковою швидкістю та іншими супутніми параметрами спробувати ідентифікувати тіло як метеороїд, або як тіло з навколоземної орбіти (для метеороїда швидкість повинна перевищувати другу космічну швидкість, тобто  $\upsilon_0 > 11.2$  км/с).

Як правило, для слабких метеорів, які розвиваються до повного випаровування протягом часу, меншого від 1 с, швидкість дійсно можна вважати постійною, тобто  $\upsilon = \upsilon_0 = \text{const}$ , а отримане на відстані  $R_{\perp}$  значення кутової швидкості тіла 7.4°/с було б зумовлене лише квадратом синуса кута  $\beta$ . В нашому ж випадку, коли болід спостерігався подад 12 с, очевидно, що лінійна швидкість у (3) не є постійною величиною внаслідок гальмування, тобто  $\upsilon = \upsilon(t)$ , або, у відповідності до рис. 3,  $\delta$ ,  $\upsilon = \upsilon(\theta)$ . Оскільки  $\beta = \theta + 90^\circ$ , то для подальшого розгляду формулу (3) перепишемо у вигляді

$$\omega(\theta) = \frac{\upsilon(\theta)}{R_{\perp}} \cos^2 \theta \,. \tag{4}$$

З порівняння аналітичної залежності (4) та спостережних результатів на рис. 3, *а* видно, що залежність кутової швидкості як мінімум є несиметричною відносно точки максимального зближення із спостерігачем, що, очевидно, зумовлено саме зміною швидкості руху, тобто гальмуванням космічного тіла. З даного аналізу випливає кілька важливих висновків про порівняння кутової швидкості нашого космічного тіла з гіпотетичним тілом, яке рухалась би з постійною швидкістю, що відповідає початковій швидкості нашого тіла. По-перше, їхні лінійні швидкості мали б бути однаковими та рівними  $\upsilon_0$  при  $\theta = -90^\circ$  (на практиці вони мали б бути рівними і при менших кутах, де гальмування ще відсутнє через розрідженість атмосфери). Подруге, кутова швидкість нашого тіла має бути меншою від кутової швидкості при  $\upsilon = \upsilon_0 =$ = const на всій довжині траєкторії, а відношення  $\upsilon / \upsilon_0 \le 1$  має бути монотонною функцією. Потретє, значення кутових швидкостей в найближчій до спостерігача точці для них мають бути різними, причому очевидно, що  $\omega_{\perp}(\upsilon) \leq \omega_{\perp}(\upsilon_0)$ . Зважаючи на перераховані фактори, можна спробувати підібрати значення кутової швидкості в точці мінімальної відстані до спостерігача для космічного тіла з невідомою швидкістю  $\upsilon_0$ , яка при, строго кажучи, невідомій функції гальмування змогла б відтворити спостережну криву кутової швидкості у відповідності до (4). Серйозною проблемою тут є необхідність екстраполяції спостережної кривої кутової швидкості до  $\theta = -90^{\circ}$ при фактичній видимості до  $\theta = -38.3^{\circ}$ . Найменшим значенням, яке приблизно відповідає шуканій функції, виявилося  $\omega_1 \approx 11^{\circ}/c$  (або більше). Тим не менш, навіть таке значення означає, що  $\omega_{\perp}(\upsilon_{\perp})/\omega_{\perp}(\upsilon_{0}) = \upsilon_{\perp}/\upsilon_{0} = 7.4/11.0 \approx 0.68 - \text{tog-}$ то тіло втратило 32 % швидкості до точки максимального зближення, що є досить суттєвим.

Очевидно, однозначно стверджувати про таке значення гальмування на основі даних оцінок важко (в основному через суттєву екстраполяцію спостережної функції кутової швидкості), однак ми спробуємо оцінити початкову швидкість тіла параметрично від  $R_{\perp}$ , а також висоту та дальність до проєкції на горизонтальну площину даної точки траєкторії. На рис. 4 приведено залежність для  $\upsilon_{\perp}(R_{\perp})$ , де швидкість відкладено на шкалі зліва.

Використовуючи той факт, що оптичний центр камери був розміщений на кутовій висоті близь-

ко 30.2° над горизонтом, були обчислені елевації боліда вздовж траєкторії — вони варіювали у межах 31.8°...30.6°. Ці значення надали змогу обчислити відповідні до  $R_{\perp}$  висоти  $D_V$  та горизонтальні дальності  $D_H$ . Відповідні криві приведено на рис. 4 (шкала справа). У відповідності до наших розрахунків критичному значенню  $\upsilon_0 = 11.2$  км/с відповідає значення  $\upsilon_{\perp} = 7.7$  км/с в точці мінімальної відстані до спостерігача. Даному значенню швидкості відповідає  $R_{\perp} \approx 60$  км, та значення висоти  $D_V \approx 31$  км і горизонтальної дальності  $D_H \approx 51$  км.

Всі вищі значення швидкості будуть означати, що це болід — йому відповідають більші значення дальності. Менші значення швидкості будуть означати, що спостерігались уламки космічного корабля або космічного сміття — висота польоту при цьому була значно меншою. Оскільки значення кутової швидкості в точці мінімальної відстані було оцінено наближено, зону  $\upsilon_{\perp} = 7.7...11.2$  км/с виділено сірим кольором ідентифікація тіла в ній є невизначеною. На жаль, проведені вище розрахунки не дали змоги однозначно ідентифікувати тіло — з достатньою імовірністю це міг бути і болід, і супутник — адже отримані значення швидкостей і висот польоту для обох випадків є адекватними.

Тим не менш, наявність в кадрі точки максимального зближення, яку ми відшукали по максимуму кутової швидкості у відповідності до (3) або (4), є досить рідкісною, і дуже корисною обставиною. У більшості випадків при спостереженнях слабких коротких метеорів на великих висотах частинки випаровуються за десятки, а то і сотню кілометрів від їхнього потенційного максимального зближення із спостерігачем. Однак у програмі Falling Star [8] дана точка апріорно розглядалася як нуль-пункт шкали вздовж траєкторії *L* метеора для фізичної визначеності. Тоді усі точки положення метеора, які мають від'ємні значення L, автоматично лежать до точки максимального зближення із пунктом спостереження (рис. 3,  $\delta$ ). Значення  $R_{\perp} = 0$  означає, що метеор був стаціонарний, і теоретично був націлений у спостерігача. Умова перпендикулярності даного напрямку від спостерігача до траєкторії метеора дає можливість за односторонніми спо-



*Рис. 4.* Залежність лінійної швидкості в точці траєкторії, що відповідає максимальному зближенню космічного тіла із спостерігачем від параметрично заданої відстані до згаданої точки — суцільна пряма, ліва вісь ординат; та висота і горизонтальна дальність до даної точки — пунктирна та точкова прямі відповідно, права вісь ординат

стереженнями знайти радіант метеора. Дійсно, якщо одиничний вектор нормалі до площини, який проходить через траєкторію метеора і точку спостереження, — полюс великого круга — знайти у першому наближенні (загалом це робиться методом найменших квадратів по всіх точках траєкторії метеора) як

$$\mathbf{n} = \frac{\mathbf{r}_{Start} \times \mathbf{r}_{End}}{\left|\mathbf{r}_{Start} \times \mathbf{r}_{End}\right|}$$

де індекси «Start» та «End» означають першу та останню точки на траєкторії метеора з обчисленими екваторіальними координатами, то одиничний вектор напряму на радіант метеора знайдеться як

$$\mathbf{r}_{RAD} = \frac{\mathbf{r}_{\perp} \times \mathbf{n}}{\left|\mathbf{r}_{\perp} \times \mathbf{n}\right|}$$

За допомогою відповідних розрахунків було знайдено, що  $\alpha_{RAD} \approx 272.0^{\circ}$ ,  $\delta_{RAD} \approx -0.8^{\circ}$ . На рис. 5 приведено зображення небесної сфери (вид ззовні), на якій зображено точки вздовж траєкторії метеора з обчисленими екваторіальними координатами — на рисунку метеор рухався у бік збільшення прямого сходження, тобто для зовнішнього огляду зліва направо. Також приведе-



*Рис. 5.* (*a*) Небесна сфера — вигляд ззовні. Осі початку координат — точка весняного рівнодення — показують напрям зростання прямого сходження та схилення. Крок сітки по обох координатах складає 15°. (*б*) Обчислений радіант та найближчі радіанти метеорних потоків: швидкість — геоцентрична, крок сітки — 10°



*Рис. 6.* Крива блиску — заатмосферна зоряна величина космічного об'єкта як функція часу (межі похибок відповідають 2-м стандартним відхиленням)

но обчислене зображення видимого радіанта, та радіанти усіх метеорних потоків (світлі точки) за 1...20 серпня (включаючи також ще не остаточно встановлені потоки, тобто робочий список радіантів) за даними Метеорного Центру Даних Міжнародного Астрономічного Союзу (MDC IAU) [2—5, 18].

Ще один з фізичних параметрів, який можна визначити (але який теж не допоможе ідентифікувати тіло) — крива блиску космічного тіла як функція часу. Реалізувати дану процедуру для такого яскравого об'єкта очевидно дозволяє наявність зображення Місяця в кадрі, та ще й на дуже близькій висоті над горизонтом, що дозволяє проводити пряме порівняння блиску об'єкта з заатмосферною зоряною величиною Місяця, тобто без корекції за атмосферне поглинання, яке є приблизно однаковим для обох об'єктів.

Визначити ж достовірно похибку вимірів зоряної величини об'єкта досить важко, адже об'єкт змінює свій блиск від кадру до кадру. Загалом похибка внутрішніх фотометричних вимірів — інтегральна сума інтенсивностей V в усіх пікселях, які належать зображенню об'єкта над фоном неба — складається з двох складових: розкиду флуктуацій фону, за якими визначається його середнє значення (постійна величина), яке потім віднімається від вимірів об'єкта; та флуктуацій інтегрального значення V за рахунок атмосферної турбуленції, яке має бути пропорційне самій величині V, тобто  $\sigma_V \propto V$ . Якщо знехтувати першою складовою, і вважати що  $\sigma_V / V =$ const, то дану відносну похибку

можна знайти за вимірами зображень Місяця в різних кадрах, зважаючи на те, що його блиск є постійним. Для Місяця при заатмосферній зоряній величині m = -10.95,  $\sigma_V / V \approx 0.042$ , тобто відносна похибка вимірів дорівнює 4.3 %. Отже, зоряна величина світного об'єкта знайдеться як  $m = m_{\rm M} - 2.5 \log(V / V_{\rm M})$ , де індекс 'М' означає Місяць. Тоді похибка обчислюється з виразу

$$\sigma_m \approx \sqrt{2} \frac{2.5}{\ln 10} \frac{\sigma_V}{V}$$

Криву блиску об'єкта як функцію часу приведено на рис. 6.

# висновки

Головний результат даної роботи полягає в демонстрації можливості отримання максимуму досяжної інформації про космічне тіло, що влітає в земну атмосферу, навіть при односторонніх спостереженнях, проведених у максимально несприятливих умовах, як зовнішніх, так і внутрішніх. В даному випадку несприятливі внутрішні умови були пов'язані з низькою чутливістю камери, а зовнішні — з сильною засвіткою від яскравого Місяця, який був майже у повні (з іншого боку, наявність зображення Місяця у кадрах відеозапису дозволила провести фотометрію даного яскравого світного об'єкта). Застосування відносно простих алгоритмів сумування і усереднення відеокадрів в цілому та їхнє інтенсивно-порівневе виведення на екран дозволило віднайти та ототожнити в кадрах 45 опорних зірок, найслабші з яких мали блиск 5.4<sup>*m*</sup>...5.7<sup>*m*</sup> при повній невидимості зображень зірок в початкових одиночних кадрах відеопослідовності.

Дослідження форми обчисленої кривої кутової швидкості метеора та наявність у полі зору точки максимального зближення об'єкта із спостерігачем дозволила оцінити гальмування космічного тіла в атмосфері, причому втрата швидкості тіла від початку до точки максимального зближення могла становити 32 %. Дані обчислення та моделювання не дали змоги відповісти на питання належності космічного тіла до метеороїдів (швидкість мала бути більшою від 11.2 км/с) чи до космічного сміття, включаючи уламки орбітальних супутників — отримані результати допускають обидва варіанти. Наявність у полі зору точки максимального зближення із спостерігачем дозволяє також обчислити за односторонніми спостереженнями радіант можливого метеороїда, що і було зроблено. Однак зона околу даного радіанта на небесній сфері є по суті порожньою, а три відносно наближені радіанти метеорних потоків (кутова відстань понад 15°) мали надзвичайно малі геоцентричні швидкості (7...12 км/с), тобто ці метеорні потоки наздоганяють Землю. З іншого боку, площина руху траєкторії об'єкта лежить майже паралельно (хоча і не зовсім) та близько до площини екватора, та тіло рухалося в напрямку обертання Землі, що може свідчити про можливе падіння геостаціонарного супутника. Останнє припущення є, правда, малоймовірним, зважаючи на те, що геостаціонарні супутники, як правило, не скидаються в атмосферу, а виводяться на вищі орбіти поховання. Побудована фотометрична крива блиску об'єкта за допомогою калібрування, проведеного за зображенням Місяця (зоряна величина варіювала у межах  $-5.5^{m}...-8.5^{m}$ ) також не дозволила провести ідентифікацію тіла. І хоча інформація, отримана в результаті опрацювання одностороннього відеозапису даного космічного тіла, не дозволяє отримати усі кінематичні характеристики об'єкта, такі як модуль його геоцентричної швидкості та відповідно елементи орбіти, наведена методика опрацювання відеозапису, отриманого в таких складних спостережних умовах, буде безперечно корисною тим, хто займається метеорними спостереженнями та обробкою спостережних даних.

Робота виконана за часткової підтримки державної бюджетної теми 19БФ023-02 МОН України.

Автори вдячні членам Київського астрономічного клубу «Астрополіс» за їхній вклад в розвиток спостережної метеорної астрономії.

### REFERENCES

- 1. Hajdukova M., Kruchinenko V. G., Kazantsev A. M., Taranucha Ju. G., Rozhilo A. A., Eryomin S. S., Kozak P. N. (1995). Perseid meteor stream 1991–1993 from TV observations in Kiev. *Earth, Moon and Planets*, **68**, 297–301.
- 2. Jenniskens P., Jopek T. J., Janches D., Hajdukova M., Kokhirova G. I., Rudawska R. (2020). On removing showers from the IAU Working List of Meteor Showers. *Planet. and Space Sci.*, **182**, id. 1048212020.
- Jopek T. J., Jenniskens P. M. (2011). The Working Group on Meteor Showers Nomenclature: A History, Current Status and a Call for Contributions. Meteoroids: The Smallest Solar System Bodies. The Meteoroids 2010. Proceedings of the Conference (Breckenridge, Colorado, USA, May 24–28, 2010). Eds W. J. Cooke, D. E. Moser, B. F. Hardin, D. Janches. NASA/CP-2011-216469, 7–13.
- Jopek T. J., Kanuchova Z. (2014). Current status of the IAU MDC Meteor Showers Database. The Meteoroids 2013. Proceedings of the Astronomical Conference at A. M. University (Poznan, Poland, Aug. 26–30, 2013). Eds. T. J. Jopek, F. J. M. Rietmeijer, J. Watanabe, I. P. Williams. A. M. Univ. Press, 353–364.
- 5. Jopek T. J., Kanuchova Z. (2017). IAU Meteor Data Center-the shower database: A status report. *Planetary and Space Sci.*, **143**, 3–6.
- 6. Kozak P. M. (2002). Analysis of the methods and precision of determination of the equatorial coordinates in digital reducing of TV observations of meteors. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **18**, No. 5, 471–480.
- Kozak P. M. (2003). A vector method for the determination of trajectory parameters and heliocentric orbit elements of a meteor in TV observations. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, 19, No. 1, 62–76.
- 8. Kozak P. (2008). "Falling Star": Software for Processing of Double-Station TV Meteor Observations. *Earth, Moon, and Planets*, **102**, No. 1-4, 277–283.
- Kozak P. M. (2014). Semi-empirical method for the photometry of low-light meteors from observations with the isocon television system. The Meteoroids 2013. Proceedings of Astronomical Conference at A. M. University, Poznan, Poland, Aug. 26–30. Eds. T. J. Jopek, F. J. M. Rietmeijer, J. Watanabe, I. P. Williams. A. M. Univ. Press, 335–343.
- 10. Kozak P. M. (2019). Diffuse structure of some meteors at the beginning of their trajectories at classical heights. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **35**, No. 6, 286–294.
- 11. Kozak P. M., Kozak L. V. (2015). Method for photometry of faint meteors and artificial earth's satellites from observations with super-isocon TV systems. *Space Sci. and Technol.*, **21**, No. 1, 38–47 [in Ukrainian].
- Kozak P. M., Lapchuk V. P., Kozak L. V., Ivchenko V. M. (2018). Optimization of video camera disposition for the maximum calculation precision of coordinates of natural and artificial atmospheric objects in stereo observations. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, 34, No. 6, 314–327.
- Kozak P., Rozhilo O., Kruchynenko V., Kazantsev A., Taranukha A. (2007). Results of processing of Leonids-2002 meteor storm TV observations in Kyiv. *Advs in Space Res.*, 39, No. 4, 619–623.
- Kozak P. M., Rozhilo A. A., Taranukha Y. G. (2001). Some features of digital kinematic and photometrical processing of faint TV meteors. The Meteoroids 2001. Proceedings of Conference (Kiruna, Sweden, 6–10 August, 2001). ESA-SP 495. Ed. B. Warmbein, 337–342.
- Kozak P. M., Rozhilo O. O., Taranukha Y. G., Kruchynenko V. G. (2011). Kinrmatic characteristics of September meteors fro double-station TV observations in 2003. *Space Sci. and Technol.*, 17, No 4, 51–62 [in Ukrainian].
- Kozak P. M., Watanabe J. (2017). Upward-moving low-light meteor. I. Observation results. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, 467, No. 1, 793–801.
- Kozak P. M., Watanabe J. (2020). Meteors with extreme beginning heights from observations with high-sensitivity superisocon TV systems. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, 497, No. 4, 5550–5559.
- 18. *Meteor Data Center of International Astronomical Union*. URL: https://www.ta3.sk/IAUC22DB/MDC2007/ (Last accessed 18 April 2021).
- 19. *MeteorNews, EDMOND database*. URL: https://www.meteornews.net/edmond/edmond/edmond-database/ (Last accessed 18 April 2021).
- 20. SonotaCo.com UFO Capture. URL: https://sonotaco.com/e\_index.html (Last accessed 18 April 2021).
- 21. SonotaCo Network Japan Database. URL: http://sonotaco.jp/doc/SNM/index.html (Last accessed 18 April 2021).
- 22. YouTube. URL: https://www.youtube.com/watch?v=55RYaanYrPU (Last accessed 18 April 2021).

Стаття надійшла до редакції	18.04.2021	Received 18.04.2021
Після доопрацювання	28.08.2021	Revised 28.08.2021
Прийнято до друку	11.10.2021	Accepted 11.10.2021

P. M. Kozak<sup>1</sup>, Senior Researcher, Ph.D. (Phys. & Math.)
E-mail: kpm@knu.ua
Y. E. Zlochevskyi<sup>2</sup>, observer
L. V. Kozak<sup>3</sup>, Associate Professor, Ph.D. (Phys. & Math.)
S. V. Stariy<sup>4</sup>, Senior Researcher, Ph.D. (Phys. & Math.)
<sup>1</sup>Taras Shevchenko National University of Kyiv, Astronomical Observatory
3 Observatorna Str., Kyiv, 04053 Ukraine
<sup>2</sup>Kyiv Astronomical Club "Astropolis"
Kyiv, Ukraine
<sup>3</sup>Taras Shevchenko National University of Kyiv, Physical Faculty
Kyiv, Ukraine
<sup>4</sup>V. Ye. Lashkaryov Institute of Semiconductor Physics of NAS of Ukraine
Kyiv, Ukraine

### PROBLEMS OF PROCESSING VIDEO RECORDS OF BRIGHT BOLIDES AND FALLING SPACECRAFT REMNANTS DETECTED BY LOW-SENSITIVE HOUSEHOLD VIDEO CAMERAS IN POOR OBSERVATIONAL CONDITIONS

We present the method for kinematic and photometric processing of results of single-station video observations of a unique bright fireball (bolide or space vehicle remnant) carried out in bad observational conditions. Due to the low sensitivity of the video camera, lots of star-shaped artifacts in the camera detector on the one hand, and the bright Moon of -10.95 mag, which was directly in the camera field of view on the other, the star images were completely absent in all the frames. It is demonstrated that using the averaging and summing algorithms applied to the whole set of frames and the display of different dynamic layers of intensity allowed us to find and identify 45 reference stars, the faintest of which were of 5.4...5.7 mag. Due to the visibility of the point of closest approach of the object trajectory to an observer, which corresponds to the maximum angular velocity, in the camera field of view and the performed modeling, we obtained the next data about the fireball from the single-station detection after the video processing. The fireball fall lasted longer than 12 seconds, the angular length of the trajectory exceeded 60 deg, maximum angular velocity was computed as 7.4 deg/s. It was shown that the space body in the point of maximal approach could lose near 32 percent of its initial velocity. Visibility of the maximal approach point allowed us to calculate the right ascension and declination of the visible radiant as 272.0 and -0.8 deg, respectively. The luminosity of the fireball as a meteoroid or as a cosmic debris fragment.

Keywords: meteor, meteor shower, bolide, space debris, meteor trajectory parameters, photometry.

# Космічні матеріали та технології

Space Materials and Technologies

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.098 УДК 620.3:669.018 **Є. О. ДЖУР**<sup>1</sup>, проф. кафедри технології виробництва, д-р техн. наук, проф., акад. Міжнародної Академії Біоенерготехнологій ORCID ID: 0000-0002-9026-0134 E-mail: dzhurya@gmail.com **Н. Є. КАЛІНІНА**<sup>1</sup>, проф. кафедри технології виробництва, д-р техн. наук, проф., Акад. Академії наук Вищої освіти, лауреат премії К. Ф. Стародубова ORCID ID: 0000-0003-3810-6778 E-mail: kalinina.dnu@gmail.com О. С. ДЖУР<sup>1</sup>, доцент кафедри маркетингу та міжнародного менеджменту, канд. техн. наук, доцент ORCID ID: 0000-0003-3307-9985 E-mail: dzhur@i.ua **О. В. КАЛІНІН**<sup>2</sup>, наук. співроб. кафедри матеріалознавства та обробки матеріалів, канд. техн. наук ORCID ID: 0000-0003-3597-758X E-mail: vt.kalinin@gmail.com **Т. В. НОСОВА**<sup>1</sup>, старш. наук. співроб., доцент кафедри технології виробництва, канд. техн. наук, доцент ORCID ID: 0000-0002-0855-568X E-mail: amaretanya0512@gmail.com С. І. МАМЧУР<sup>1</sup>, доцент кафедри технології виробництва, канд. техн. наук, доцент ORCID ID: 0000-0002-8146-8849 E-mail: 1964stella1965@gmail.com <sup>1</sup>Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара пр. Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010 <sup>2</sup>Придніпровська державна академія будівництва та архітектури вул. Чернишевського 24 а, Дніпро, Україна, 49005

# ПІДВИЩЕННЯ ВЛАСТИВОСТЕЙ ДЕФОРМОВАНИХ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ, МОДИФІКОВАНИХ НАНОКОМПОЗИЦІЯМИ

Мета роботи — одержання дисперсної структури та підвищення механічних та технологічних властивостей деформованих алюмінієвих сплавів шляхом обробки розплавів нанодисперсними модифікаторами. Встановлено вплив модифікування тугоплавкими нанодисперсними композиціями карбонітриду титану і карбіду кремнію на зеренну структуру і властивості алюмінієвих сплавів. Досліджено алюмінієві сплави системи Al-Mg, Al-Mg-Sc. Наукова новизна роботи полягає у встановленні механізму впливу нанодисперсного модифікатора на зеренну структуру та комплекс властивостей алюмінієвих сплавів. Запропоновано склад модифікатора — нанодисперсні порошки карбіду кремнію (SiC) та карбонітриду титану (TiCN) фракцій 50...100 нм. Мікроструктуру сплавів вивчали на оптичних мікроскопах. Міцнісні властивості сплавів визначали на машині TIRAtest300. Рідиннотекучість визначали методом спіральної проби. Досягнуто поліпшення технологічних властивостей алюмінієвих сплавів після модифікування. Рідиннотекучість виявилася підвищеною у сплавах AMг5 і 1545 у середньому на 10 %. Отримано однорідну дисперсну структуру алюмінієвих сплавів після модифікування.

Цитування: Джур Є. О., Калініна Н. Є., Джур О. Є., Калінін О. В., Носова Т. В., Мамчур С. І. Підвищення властивостей деформованих алюмінієвих сплавів, модифікованих нанокомпозиціями. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 6 (133). С. 98—104. https://doi.org/10.15407/knit2021.06.098 Встановлено подрібнення зерна модифікованого сплаву 1545 в 1.6 раза порівняно із вихідним станом, що сприяло підвищенню міцнісних характеристик. Міцнісні властивості модифікованих сплавів підвищені на 14...20 %. Проведено серію дослідно-промислових плавок сплавів АМг5 та 1545. Доведено ефективний вплив тугоплавкого модифікатора на основі карбіду кремнію та карбонітриду титану на властивості алюмінієвих сплавів. Результати роботи мають практичне значення для виробів авіаційної та космічної техніки.

Ключові слова: алюмінієвий сплав, наномодифікатор, зерно, межа текучості, структура.

### ВСТУП

Мета роботи — одержання дисперсної структури та підвищення механічних властивостей деформованих алюмінієвих сплавів шляхом обробки розплавів нанодисперсними модифікаторами.

В ракетно-космічній техніці алюмінієві сплави систем Al-Mg, Al-Mg-Sc є конструкційними матеріали для виготовлення силових елементів трубопроводів, сильфонів, що працюють в умовах значних навантажень, коливань температур в агресивних середовищах. Тому до деформованих алюмінієвих сплавів пред'являються вимоги технологічності, підвищеної міцності в поєднанні з пластичністю, а також корозійної стійкості [1, 2, 12, 13]. Досягнення високих якісних показників виробів визначається технологією їхнього виготовлення. Удосконалення технологічних способів виготовлення відповідальних виробів ракетно-космічної техніки з алюмінієвих сплавів пов'язане з мікролегуванням і модифікуванням розплавів. У зв'язку з цим тематика даної роботи, спрямована на підвищення комплексу механічних, технологічних і корозійних властивостей деформованих алюмінієвих сплавів, є актуальною.

Зварювальний сплав AMr5 системи Al-Mg належить до сплавів, які не зміцнюють термічною обробкою [2, 3]. З метою зміцнення проводять нагартування на 10...20 % [1], при цьому межа міцності збільшується, але пластичність зменшується. Одержані зварні з'єднання в цілому задовольняють вимоги щодо механічних властивостей, проте вони характеризуються знеміцненням в зоні термічного впливу. На основі сплавів АМг5 і АМг6 розроблено серію алюмінієвих сплавів, мікролегованих скандієм (Sc) [3, 4].

Сплави системи Al-Mg-Sc поєднують високу міцність, питому міцність з задовільною пластичністю. Сплав 1545 створено на базі сплаву AMr5 і містить як мікролегуючий елемент 0.3...0.5 % Sc.

Згідно з діаграмою стану Al-Sc у системі утворюються чотири інтерметалідні сполуки: Al<sub>3</sub>Sc, Al<sub>2</sub>Sc, AlSc, AlSc<sub>2</sub>, які забезпечують зміцнення сплаву [3, 5]. Сполука Al<sub>3</sub>Sc найбільш дисперсна та здійснює модифікувальну дію при кристалізації сплаву.

Істотний вплив на подрібнення структури сплавів та зміцнення чинить модифікування розплавів [4, 6—8].

Однак відомі роботи з модифікування алюмінієвих сплавів менш дефіцитними рідкоземельними металами. Відомостей з модифікування сплавів систем Al-Mg-Sc дисперсними композиціями недостатньо [9, 10].

#### МАТЕРІАЛ І МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

Досліджували алюмінієві сплави системи Al-Mg і Al-Mg-Sc. Хімічний склад сплавів наведено в табл. 1.

Порошки модифікатора — карбіду кремнію SiC та карбонітриду титану TiC,N дисперсністю 100 нм отримано методом плазмохімічного синтезу [4, 8]. Мікроструктуру сплавів вивчали на

Tahauna 1 \	Хімінний ск	пал спларір	CHCTOMH A	-Mg-Sc
1аолиця 1. 2	лімічний ск	лад сплавів	системи А	-wig-oc

Сплор			Xin	ичний склад, <i>%</i> м	мас		
Сплав	Mg	Fe	Si	Mn	Cu	Ti	Sc
AMr5	4.8	0.5	0.5	0.3	0.1	0.1	_
1545	4.2	0.3	0.3	_	_	—	0.2



*Рис. 1.* Мікроструктура алюмінієвого сплаву 1545: *а* — до модифікування, ×200, *б* — після модифікування, ×200

Параметр	Карбід кремнію SiC	Карбонітрид титану TiCN
Щільність, кг/м <sup>3</sup>	3200	4950
Температура плавлення, °С	2600	3120
Тип фази	впровадження	впровадження
Кристалічна гратка	ГЦК	ГЦК
Твердість за Віккерсом, МПа	2800	3600
Межа міцності, МПа	457	560

T.C	Ф!	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·			<b>F</b> 2	41	
1аолиця 2.	ФІЗИКО-М	еханічні вла	стивості дис	персних мод	ифікаторів	14,	4]	

оптичних мікроскопах. Механічні властивості сплавів визначали на машині TIRAtest 300.

### РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Отриману порошкову суміш з нанопорошків та алюмінієвої пудри пресували на прес-автоматі ТА-3 при зусиллі 4 МПа. Діаметр таблеток модифікатора становив 15 мм, висота — 8 мм. Дослідження структури і властивостей алюмінієвих сплавів в литому і деформованому стані виконували до і після модифікування.

У промислових умовах виконано дослідні плавки сплавів АМг5 і 1545, модифікованих нанодисперсними порошками. Тонкодисперсні частинки наномодифікатора є активними геттерами у розплаві.

Атоми у сполуках SiC та TiCN пов'язані між собою ковалентним зв'язком, який є найміцні-

шим і зумовлює високу температуру плавлення, достатню твердість і хімічну стійкість дисперсної сполуки (табл. 2).

Через ускладнення з прямим введенням частинок у розплав (ймовірність окислення і загоряння, висока здатність до пилоутворення) таблетки модифікатора вводили в рідкий розплав за спеціально розробленою технологією [13]. Температура розплаву становила 780 °C, час дії модифікатора — 5...7 хв.

Таблиця З.	Результати	визначення	рідиннотекучості	сплавів
,	•			

Сплав	Рідиннотекучість, мм
АМг5, вихідний	270
АМг5, модифікований	280
1545, вихідний	330
1545, модифікований	350

Оцінку зеренної структури проводили на поздовжніх перетинах проб, відлитих у кокіль.

Вивчення мікроструктури сплавів показало (рис. 1), що у немодифікованому сплаві середній розмір зерна становить 240 мкм, а у модифікованому стані зменшується до 150 мкм. Зерно у модифікованих зразках виявилось у 1.6 раза дрібнішим, ніж у вихідних, що запобігає утворенню дендритної структури під час деформування.

Встановлено механізм кристалізації алюмінієвих сплавів, що містять наномодифікатори.

Наночастинки SiC і ТіCN розмірами 100 нм є первинними центрами кристалізації алюмінієвих сплавів. Їхня кількість у розплаві становить 10<sup>10</sup>...10<sup>12</sup> [4] частинок на 1 кг розплаву. Частинки модифікатора мають температуру плавлення вище за 3000 °C, вони не розчиняються в алюмінієвому розплаві, але є первинними зародками кристалізації та сприяють утворенню дрібнозернистої структури. В результаті на цих зародках кристалізації утворюються дрібнодисперсні кристали матричного сплаву. Наночастинки SiC і TiCN змінюють і внутрішню будову сплавів, призводять до виділення зміцнювальних фаз в об'ємі зерен. Утворення дисперсної, модифікованої структури забезпечує підвищення механічних властивостей сплавів, зокрема межі текучості, яка є структурно-чутливим параметром.

В роботі визначали рідиннотекучість сплавів методом спіральної проби. Температура заливки



*Рис. 2.* Залежність межі текучості сплаву 1545 від складу модифікатора

перевищувала температуру плавлення досліджуваних сплавів на 100 °С. Значення рідиннотекучості сплавів до і після модифікування наведено в табл. 3.

Таким чином, модифікування підвищує рідиннотекучість досліджуваних сплавів АМг5 і 1545 на 9.4 % і 10.3 % відповідно.

Для перевірки дії комплексного модифікатора та оптимізації його складу було проведено 10 лабораторних і дослідно-промислових плавок алюмінієвого сплаву 1545. Склад комплексного модифікатора та результати механічних випробувань литих зразків сплаву 1545 представлено в табл. 4.

Номер		Склад модифікатора,	мас. %	- MIL.	Dansin annua annu	
плавки	SiC	Ti(C,N)	Al-пудра	о <sub>0,2</sub> , мпта	гозмір зерна, мкм	
0	0	0	0	197	241	
1	30	5	65	209	204	
2	40	10	50	240	195	
3	30	15	55	224	196	
4	40	15	45	242	188	
5	40	20	40	245	181	
6	40	30	30	227	196	
7	45	5	50	227	195	
8	45	10	45	249	166	
9	35	15	50	239	174	
10	45	15	40	250	152	

Таблиця 4. Межа текучості і розмір зерна алюмінієвого сплаву 1545, обробленого комплексним модифікатором



*Рис. 3.* Залежність розміру зерна сплаву 1545 від складу модифікатора

Проведені експерименти свідчать, що найменше зерно (152...160 мкм) і найбільшу межу текучості (245...250 МПа) мають зразки сплаву 1545 із таким вмістом компонентів: 40...45 % SiC, 15...20 % Ті (C,N), алюмінієва пудра — інше.

Пластичність (відносне подовження) модифікованого сплаву зберігалася на рівні 12...14 % відносно вихідного стану. За експериментальними даними у програмі Місгоsoft Office Excel 2007 побудовано графіки залежності межі текучості (рис. 2) і розміру зерна (рис. 3) сплаву 1545 від складу комплексного модифікатора. Як випливає з рис. 2, пік межі текучості становить 250 МПа. На рис. 3 показано, що найменший розмір зерна 152 мкм відповідає оптимальному складу комплексного модифікатора.

### висновки

1. Встановлено, що перспективним способом підвищення властивостей деформованих алюмінієвих сплавів є модифікування тугоплавкими нанокомпозиціями.

2. Для обробки деформованих алюмінієвих сплавів запропоновано комплексний модифікатор на основі нанодисперсного карбіду кремнію та карбонітриду титану розміром часток 50... 100 нм.

3. В результаті дослідження одержано подрібнення зерна модифікованих сплавів та підвищення міцнісних властивостей. Запропоновано механізм кристалізації модифікованих сплавів.

4. Встановлено залежності впливу кількості наномодифікатора на міцнісні властивості та розмір зерна алюмінієвого сплаву системи Al-Mg-Sc.

### ЛІТЕРАТУРА

- 1. Богуслаєв В. О., Качан О. Я., Калініна Н. Є., Мозговий В. Ф., Калінін В. Т. *Авіаційно-космічні матеріали і технології.* Запоріжжя: Мотор Січ, 2010. 385 с.
- 2. Большаков В. І., Куцова В. З., Котова Т. В. Наноматеріали і нанотехнології. Д.: ПДАБА, 2016. 220 с.
- 3. Грекова М. В., Калинин А. В., Джур Е. А., Носова Т. В. Комплексное модифицирование многокомпонентных сплавов. *Космічна наука і технологія*. 2019. **25**, № 3. С. 25—31.
- 4. Калініна Н. Є., Никифорчин Г. М., Калінін О. В., Маруха В. І., Кирилів В. І. Структура, властивості та використання конструкційних наноматеріалів. Львів: Простір-М, 2017. 230 с.
- 5. Костин В. А., Григоренко Г. М., Жуков В. В. Модифицирование структуры сварных швов высокопрочных низколегированных сталей наночастицами тугоплавких металлов. *Строительство, материаловедение, машино-строение*. 2016. Вып. 89. С. 93—98.
- 6. Куцова В. З., Погребна Н. Е., Хохлова Т. С. та ін. *Алюміній та сплави на його основі*. Дніпропетровськ: Пороги, 2004. 136 с.
- Мильман Ю. В. Влияние скандия на структуру, механические свойства и сопротивление коррозии сплавов алюминия. Прогресивні матеріали і технології. Київ: Академперіодика, 2003. Т. 1. С. 335—360.
- 8. *Неорганическое материаловедение. Энциклопедическое издание в 2 т.* Под ред. Г. Г. Гнесина, В. В. Скорохода. Киев: Наук. думка, 2009. Т. 2. 854 с.
- 9. Сабуров В. П., Черепанов А. Н., Жуков М. Ф., Галевский Г. В. и др. Плазмохимический синтез ультрадисперсных порошков и их применение для модифицирования металлов и сплавов. Новосибирск: Наука, 2005. 344 с.

- 10. Сутугин А. Г. Кинетика образования малых частиц при объемной конденсации. *Физико-химия нанодисперсных систем*: Сб. тр. Ин-та металлургии им. А. А. Байкова. 1997. С. 15—21.
- 11. Dron' M., Golubek O., Dubovik L., et al. Analysis of the ballistic aspects of the combined method of deorbiting space objects from the near-Earth orbits. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.* 2019. **2**, № 5. P. 48–54.
- 12. Golubek O., Dron' M., Dubovik L., et al. Development of the combined method to de-orbit space objects using an electric propulsion system. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.* 2020. **4**, № 5. P. 78–87.
- 13. T.S.O.H.K. Guarni. Scaning ProboVritrograly. Dordrect: Klivet Academic Plenum Rublishers. 2011. 224 p.

### REFERENCES

- 1. Bohuslaiev V. O., Kachan O. Ia., Kalinina N. Ie., Mozghovyi V. F., Kalinin V. T. (2010). *Aerospace materials and technologies*. Zaporizhzhia: Motor Sich.
- 2. Bolshakov V. I., Kutsova V. Z., Kotova T. V. (2016). Nanomaterials and nanotechnologies. Dnipropetrovsk.
- Grekova M. V., Kalinin A. V., Dzhur E. A., Nosova T. V. (2019). Complex modification of multicomponent alloys. *Space Science and Technology*, 25 (3), 25–31.
- 4. Kalinina N. Ie., Nykyforchyn H. M., Kalinin O. V., Marukha V. I., Kyryliv V. I. (2017). Structure, properties and use of structural nanomaterials. Lviv: Prostir-M.
- 5. Kostin V. A., Grigorenko G. M., Zhukov V. V. (2016). Modification of the structure of welds of high-strength low-alloy steels with nanoparticles of refractory metals. *Construction, materials science, mechanical engineering*, No. 89, 93–98.
- 6. Kutsova V. Z., Pohrebna N. E., Khokhlova T. S., et al. (2004). Aluminum and alloys based on it. Dnipropetrovsk.
- 7. Milman Yu. V. (2003). Influence of scandium on the structure, mechanical properties and corrosion resistance of aluminum alloys. *Advanced materials and technologies*. Kyiv: Academic Periodicals, Vol. 1.
- 8. Hnesyna H. H., Skorokhoda V. V. (2009). *Inorganic materials science*. Encyclopedic edition in 2 vol. Kyiv: Naukova dumka, Vol. 2.
- 9. Saburov V. P., Cherepanov A. N., Zhukov M. F., Galevskij G. V., et al. (1995). *Plasma-chemical synthesis of ultrafine powders* and their application for the modification of metals and alloys. Novosibirsk: Nauka.
- 10. Sutugin A. G. (1987). Kinetics of formation of small particles during volumetric condensation. *Physicochemistry of nanodispersed systems: Proceedings of the A. A. Baikov Institute of Metallurgy*.
- Dron' M., Golubek O., Dubovik L., et al. (2019). Analysis of the ballistic aspects of the combined method of deorbiting space objects from the near-Earth orbits. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.*, 2 (5), 48–54.
- 12. Golubek O., Dron' M., Dubovik L., et al. (2020). Development of the combined method to de-orbit space objects using an electric propulsion system. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.*, **4**, (5), 78–87.
- 13. T.S.O.H.K. Guarni. (2011). Scaning ProboVritrograly. Dordrect: Klivet Academic Plenum Rublishers.

Стаття надійшла до редакції	06.05.2021	Received 06.05.2021
Після доопрацювання	15.11.2021	Revised 15.11.2021
Прийнято до друку	22.11.2021	Accepted 22.11.2021

Y. O. Dzhur<sup>1</sup>, Dr. Sci. in Tech., Professor, Professor at the Department of Production Technology ORCID ID: 0000-0002-9026-0134 E-mail: dzhurya@gmail.com N. E. Kalinina<sup>1</sup>, Dr. Sci. in Tech., Professor, Professor at the Department of Production Technology ORCID ID: 0000-0003-3810-6778 E-mail: kalinina.dnu@gmail.com O. Y. Dzhur<sup>1</sup>, Ph.D. in Tech., Associate Professor, Associate Professor at the Department of Marketing and International Management ORCID ID: 0000-0003-3307-9985 E-mail: dzhur@i.ua O. V. Kalinin<sup>2</sup>, Ph.D. in Tech., Researcher at the Department of Materials Science and Materials Processing ORCID ID: 0000-0003-3597-758X E-mail: vt.kalinin@gmail.com T. V. Nosova<sup>1</sup>, Ph.D. in Tech., Associate Professor, Associate Professor at the Department of Production Technology, Senior Researcher ORCID ID: 0000-0002-0855-568X E-mail: amaretanya0512@gmail.com S. I. Mamchur<sup>1</sup> Ph.D. in Tech., Associate Professor, Associate Professor at the Department of Production Technology ORCID ID: 0000-0002-8146-8849 E-mail: 1964stella1965@gmail.com <sup>1</sup>Oles Honchar Dnipro National University 72, Gagarina Ave, Dnipro, 49010 Ukraine <sup>2</sup>Prydniprovska State Academy of Civil Engineering and Architecture 24a, Chernyshevskogo Str., Dnipro, 49005 Ukraine

# IMPROVEMENT OF PROPERTIES OF DEFORMED ALUMINUM ALLOYS MODIFIED BY NANOCOMPOSITIONS

The objective of the work is to obtain a dispersed structure and increase the mechanical and technological properties of deformed aluminum alloys by treating melts with nanodispersed modifiers. The effect of the modification by refractory nanodispersed compositions of titanium carbonitride and silicon carbide on the grain structure and properties of aluminum alloys has been established. Aluminum alloys of the Al-Mg, Al-Mg-Sc system have been studied. The scientific novelty of the work lies in the establishment of the mechanism of influence of the nanodispersed modifier on the grain structure and the set of properties of aluminum alloys. The composition of the modifier is proposed — nanodispersed powders of silicon carbide (SiC) and titanium carbonitride (TiCN) with fractions of 50...100 nm. The microstructure of alloys was studied under optical microscopes. The strength properties of the alloys were determined on a TIRAtest300 machine. Fluidity was determined using the spiral test method. In the modified samples of aluminum alloys, improved technological properties were achieved. It was found that, in alloys AMg5 and 1545, the fluidity increased by an average of 10 %. After the modification, we obtained a homogeneous dispersed structure of aluminum alloys. It turned out that the average grain size in the modified samples of alloy 1545 decreased 1.6 times in comparison with the initial state due to the increase of strength characteristics by 14...20 %. A series of experimental-industrial melting of AMg5 and 1545 alloys has been carried out. The effective influence of a refractory modifier based on silicon carbide and titanium carbonitride on the properties of aluminum alloys has been proved. The results of the work are of practical importance for aviation and space technology products.

Keywords: aluminum alloy, nanomodifier, grain, liquid fluidity, fluidity limit, structure.

https://doi.org/10.15407/knit2021.06.105 УДК 669.24.018.45:621.762.8:004.923

**С. В. АДЖАМСЬКИЙ**<sup>1, 2</sup>, аспірант, директор ORCID 0000-0002-6095-8646 **Г. А. КОНОНЕНКО**<sup>2, 3</sup>, вч. секретар, канд. техн. наук ORCID 0000-0001-7446-4105 **Р. В. ПОДОЛЬСЬКИЙ**<sup>2,3,4</sup>, магістрант, інж. першої категорії ORCID 0000-0002-0288-0641

 <sup>1</sup> Дніпровський національний університет ім. О. Гончара, Проспект Гагаріна, 72, Дніпро, Україна, 49000
 <sup>2</sup> LLC «Additive Laser Technology of Ukraine»
 вул. Сергія Подолинського 31, Дніпро, Україна, 49000
 <sup>3</sup> Інститут чорної металургії ім. З. І. Некрасова Національної академії наук України Площа Академіка Стародубова, 1, Дніпро, Україна, 49107
 <sup>4</sup> Національна металургійна академія України Проспект Гагаріна 4, Дніпро, Україна, 49000

# ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ SLM-ПРОЦЕСУ НА ФОРМУВАННЯ ОБЛАСТІ КОРДОНІВ ДЕТАЛЕЙ З ЖАРОМІЦНОГО НІКЕЛЕВОГО СПЛАВУ INCONEL 718

Роботу присвячено удосконаленню режимів технології селективного лазерного плавлення на основі розрахункової моделі для зниження рівня залишкових напружень та запобігання відхилень в геометрії деталі. Приводяться результати моделювання на універсальній воксельній структурі і спрощеному об'єкті для прогнозування поведінки металу в залежності від щільності питомої енергії в області кордонів металевої деталі з Іпсопеl 718. Проведено експеримент для вивчення впливу різних стратегій і режимів процесу на викривлення деталей в результаті впливу залишкових напружень з метою їхньої мінімізації. Друк здійснювався на 3D-принтері «Alfa-150» (ТОВ «ALT Україна») при постійній потужності і відстані між треками в кожній зоні (up-skin, down-skin, in-skin) зі зміною швидкості руху променя лазера, а також різними схемами нарощування зразків способом 3D-принтінгу з поворотом 67° кожного нового шару відносно попереднього. З метою визначення дефектів і відхилень від вихідної моделі до твердого тіла (зразок) був виконаний металографічний аналіз за допомогою оптичної мікроскопії (Carl Zeiss AXIOVERT 200М). Встановлено, що симуляція процесів друку, виконана на платформі Magics, за допомогою розбивки моделі на воксельну структуру дає можливість аналітичної оцінки напружень і деформацій. Аналіз зовнішнього вигляду дослідних зразків показав, що найкращі показники down-skin формуються при потужності 80 Вт і щільності питомої енергії (40...38 Дж/мм<sup>3</sup>). При використанні стратегії друку в шаховому порядку з поворотом 67° при оптимальній щільності питомої енергії можливо мінімізувати залишкові внутрішні напруження, що призводять до викривлення виробу. У майбутньому результати можуть бути доповнені дослідженнями впливу залишкових напружень сил стиснення при впливі променя лазера при постійній підведеній потужності. З використанням розрахункової моделі, яка дозволяє обчислювати залишкові напруження при нанесенні наступного шару в залежності від швидкості руху лазера, потужності і відстані між нанесеними треками можливе отримання високоточних деталей з заданими властивостями. Виконано адаптацію моделі, яка дозволяє отримати кількісну оцінку залишкових термічних напружень в залежності від швидкості пересування і потужності лазера для жароміцного сплаву Inconel 718. Визначено оптимальні режими для мінімізації цих напружень і зменшення викривлення деталі.

Ключові слова: залишкові напруження, селективне лазерне плавлення, Inconel 718, сила стиснення, лазер.

Цитування: Аджамський С. В., Кононенко Г. А., Подольський Р. В. Вплив параметрів SLM-процесу на формування області кордонів деталей з жароміцного нікелевого сплаву Inconel 718. *Космічна наука і технологія*. 2021. **27**, № 6 (133). С. 105—114. https://doi.org/10.15407/knit2021.06.105

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2021. Т. 27. № 6

# вступ

SLM-технологія — це сучасний спосіб виробництва деталей зі складною геометрією і високими механічними властивостями [1]. Ця технологія полягає у побудові виробу за допомогою багаторазового пошарового нанесення металевого порошку, його швидкого розплавлення під впливом іттербієвого волоконного лазера, який сканує поверхню відповідно до заданої траєкторії.

Дана технологія має ряд переваг для виготовлення виробів авіаційно-космічного призначення: можливість отримання тонкостінних деталей з криволінійними каналами, спрощення їхнього виробництва за рахунок зменшення кількості технологічних переходів, застосування комп'ютерних програм і засобів автоматизації, що дозволяють оптимізувати конструкцію виробу, можливість полегшення конструкції для підвищення коефіцієнта «Buy-to-Fly».

Одним з недоліків даної технології є наявність внутрішніх напружень у виробі. Причинами формування напружень є висока швидкість охолодження при затвердінні ванни розплаву у межах одного треку (швидкості охолодження від  $10^3$  до  $10^8$  K/c), великий градієнт температур між рідким розплавом ванни і попередніми твердими шарами виробу. Особливо це актуально для жароміцного суперсплаву Inconel 718, оскільки для нього характерний низький коефіцієнт теплопередачі. Нерівномірність розподілу залишкових напружень пов'язана з такою особливістю технології, як відмінності в умовах охолодження треку, який формує бічну поверхню деталі і треку в центрі її перетину, що зумовлює різницю тепловідведення на кордоні порошок — метал і метал — метал відповідно.

При формуванні залишкових напружень, крім високих швидкостей охолодження і постійного сусідства рідкого і твердого металу у процесі побудови деталі, важливим фактором є нерівномірність розподілу залишкових напружень, пов'язаних з геометрією: наявність виступаючих частин, переходів від товстого до тонкого перерізу, гострокутних отворів.

Якщо рівень залишкових напружень перевищує границю текучості, то вони можуть призвести до деформації (викривлення) деталі. Ще більш небезпечним є здатність залишкових напружень проявлятися згодом — коли вже після обробки готова деталь механізму раптово і швидко починає зношуватися внаслідок виходу розмірів за межі допусків.

При виготовленні деталей за технологією SLM в області контуру (краю) масивного виробу виникають напруження стиснення, які можуть призводити до утворення ряду дефектів [5]: зміни первісної форми (викривлення) виробу [6], утворення пор і розшарування між новим і холонучим металом через зміни його геометрії, виникнення мікротріщин, формування вираженої текстури, що призводить до зниження механічних властивостей і їхньої анізотропності.

У зв'язку з цим важливою є мінімізація залишкових напружень у процесі виготовлення деталей методом SLM. Для запобігання відхилень в геометрії деталі необхідно враховувати співвідношення між щільністю питомої енергії, яка підводиться, і її поглинанням під час процесу [4]. Однак оптимальні технологічні параметри [2] і стратегії побудови [3] SLM-процесу для металевих матеріалів складно передбачити, оскільки якість виробу залежить від великої кількості факторів. Пошук шляхів попередньої оцінки і розробка заходів щодо зниження залишкових напружень при виготовленні деталей методом SLM є актуальним завданням сучасного матеріалознавства.

Нижче представлено результати імітаційної моделі побудови куба на ребрі для прогнозування поведінки металу в залежності від щільності питомої енергії в області кордонів металевої деталі з Inconel 718 [2].

Мета роботи. Встановлення раціональних технологічних параметрів та стратегії побудови деталей за технологією селективного лазерного плавлення для мінімізації викривлень, які виникають внаслідок дії залишкових напружень.

### ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ПРОЦЕДУРИ

Моделювання сил стиснення виконувалося на платформі Materialise, яка дає зворотний зв'язок досліднику для виключення потенційних проблем при виробництві деталі за допомогою SLM-технології.

Модуль Magics проводить моделювання на підставі воксельної структури деталі. Воксель (Voxel) (об'ємний піксель) — це кубічна одиниця тривимірної матриці, яка складає тривимірний об'єкт і її можна розглядати як еквівалент пікселя у двовимірному об'єкті при обробці [2].

Процес симуляції на платформі Magics на основі воксельної структури представлено на рис. 1 [2]. Показано розподіл залишкових напружень, які виникають при нарощувані нових шарів. Ділянки поблизу краю поверхні останнього шару стискаються при охолодженні, і шар деформується, згинаючи краї всередину.

В результаті поведінки матеріалу зразків, надрукованих при різних стратегіях побудови, формуються області розтягувальних напружень, які можна представити у вигляді істинної діаграми розтягування (рис. 2), яка б показала відношення між подовженням і напруженням. При симуляції Inconel 718 демонструє лінійну залежність напруження — деформація до границі текучості. При різних стратегіях побудови зразків, шахове і паралельне сканування характерною особливістю є відмінність областей II (ділянок текучості). Матеріал зразка, побудованого по стратегії шахового сканування, більш плавно переходить в ділянку самозміцнення, тим самим перестроювання кристалічної решітки відбувається при більшому навантаженні, що зберігає запас переходу до незворотних змін матеріалу. До границі текучості тіло може повернутися до своєї первісної форми і розміру, коли напруження розтягу усунені [8].

При перевищенні границі текучості Inconel 718 демонструє пластичну поведінку, що характеризується невідновлюваною пластичною деформацією, і залежність деформації від напруження стає нелінійною.

Для мінімізації термічних напружень при реалізації SLM-технології передбачено низку можливостей з управління параметрами процесу: різні типи треків, поворот і зміщення шарів відносно попередніх, різні стратегії друку.

Шари в залежності від геометрії розбиваються на зони, кожній зоні присвоюється індивідуальний ідентифікатор, згідно з яким будуються траєкторії руху і встановлюються типи треків зі



*Рис. 1.* Симуляція залишкових напружень на платформі Magics при накладенні нового шару виробу



*Рис.* 2. Справжня діаграма розтягування зразків з шаховою (1) і паралельною (2) стратегією сканування: І — ділянка пропорційності, ІІ — ділянка текучості, ІІІ — ділянка самозміцнення

своїми параметрами потужності і швидкості руху лазерного променя. Дані ідентифікатори можна рознести на три основні групи: нижній шар (down-skin), внутрішній шар (in-skin), верхній шар (up-skin) (рис. 3, a). При цьому в кожній групі створюються свої підгрупи: заливка (hatches), контур (border), постконтур (fill border) як показано на рис. 3,  $\delta$ .

Штрихування лазером або стратегія руху променя лазера — це траєкторія проходження лазерним променем по поверхні шару металевого порошку при заливці основного тіла і контурів



*Рис. 3.* Формування шарів в напрямку зростання деталі (*a*), підгрупи треків (*б*) [3]

виробу [1]. У процесі SLM тепловий градієнт виникає від верхнього шару до попереднього шару, що призводить до того, що зерна мають тенденцію до зростання вздовж напрямку теплового потоку, чим визначається пріоритетний напрям зростання зерна. Таким чином, один напрямок стає основним напрямком росту зерен після затвердіння шару. Тому стратегія лазерного сканування чинить істотний вплив на текстуру виготовленого виробу SLM [9].

Є ряд різних стратегій руху лазерного променя у шарі, який сплавляється (рис. 4) [10, 11].

У дослідженні [12] змінювався напрямок сканування лазера в кожному новому шарі на певний кут відносно попереднього шару на 90°, 105°, 120°, 135°, 150°. Найкращі механічні властивості були у об'єктів, отриманих при куті повороту 105°, коли шари з однаковим напрямком руху лазерного променя повторювалися тільки через 24 шари (рис. 5). У зразка, отриманого при куті 90°, рівень механічних властивостей найменший, однак різниця між властивостями зразків не перевищує 10 %. Крім того, стратегію сканування також рекомендується змінювати для нижніх (біля основи платформи), середніх і



**Рис. 4.** Види стратегії сканування: a — паралельне сканування,  $\delta$  — спіральне сканування, e — різноспрямоване паралельне сканування, r — сканування у шаховому порядку



Кількість шарів між однаковими напрямками плавлення

Рис. 5. Стратегія зміни напрямку повороту шарів [12]

*Таблиця 1.* Постійні параметри друку зразків «Куб на ребрі» (ряд 1 і 2 — прямолінійно з поворотом на 67°, ряд 3 і 4 — у шаховому порядку з поворотом на 67°)

Зона	<i>d</i> , мм	<i>Р</i> , Вт
	1 і 3 ряд	
in-skin	0.08	80
up-skin	0.05	50
down-skin	0.05	80
	2 і 4 ряд	
in-skin	0.08	170
up-skin	0.05	110
down-skin	0.05	110
верхніх шарів, оскільки умови тепловідведення всюди будуть різними.

Деякі особливості геометрії деталей (звисаючі краї, похилі поверхні, тонкі стінки, тонкий профіль, змінний переріз, отвори) вимагають спеціальних умов сканування, наприклад подвійний обхід по контуру тонкого профілю, перерозподіл енергії лазерного випромінювання у пучку, а також, можливо, зміна потужності і швидкості сканування лазерного променя.

Майже всі передові процеси виготовлення деталей, які прагнуть підвищити якість кінцевого виробу, зосереджуються на мінімізації ефектів внутрішніх напружень [13].

Проведено експеримент для вивчення впливу різних стратегій (прямолінійний і шаховий порядок) і режимів процесу на викривлення деталей в результаті впливу залишкових напружень з метою їхньої мінімізації.

Друк проводився на 3D-принтері «Alfa-150» (ТОВ «ALT Україна») при постійних потужності і відстані між треками в кожній зоні (up-skin, down-skin, in -skin) (табл. 1) зі зміною швидкості руху променя лазера (табл. 2), а також різною схемою нарощування зразків способом селективного лазерного плавлення (рис. 6). Кут повороту між шарами становив 67°, таким чином, кількість шарів між однаковими напрямками плавлення дорівнювала 67. Маркування зразків складається з двох цифр, перша з яких позначає ряд, друга — порядковий номер зразка в ряду.



**Рис. 6.** Стратегія заповнення основного тіла: a — прямолінійний,  $\delta$  — шаховий порядок, 1 — контур, 2, 3 — пост-контур



*Puc.* 7. Down-skin досліджуваних зразків

Зона -	<i>V</i> , мм/с					
	1:1/3:1	1:2/3:2	1:3/3:3	1:4/3:4	1:5/3:5	
in-skin	750	800	850	900	1000	
up-skin	650	750	800	900	950	
down-skin	1250	1300	1350	1400	1450	
	2:1/4:1	2:2/4:2	2:3/4:3	2:4/4:4	2:5/4:5	
in-skin	1350	1400	1500	1600	1650	
up-skin	1500	1600	1700	1750	1800	
down-skin	1600	1650	1700	1750	1800	

*Таблиця 2.* Швидкість сканування при вирощуванні дослідних зразків (прямолінійно з поворотом на 67° / у шаховому порядку з поворотом на 67°)

При візуально-оптичному контролі області down-skin були відзначені як найкращі зразки з маркуванням 1.3, 1.4, 3.3, 3.4 (рис. 7). Для оцінки вкладу джерела нагрівання використовується щільність питомої енергії (фактор першого порядку), вона дозволяє визначити внесок технологічних параметрів SLM-технології та їхній вплив на матеріал під час плавлення [3]. Для розрахунку щільності питомої енергії використано формулу

$$E = P/(V \cdot d \cdot t), \tag{1}$$

де E, Дж/мм<sup>3</sup> — щільність питомої енергії; P, Вт — потужність лазера; V, мм/с — швидкість сканування лазера; d, мм — товщина шару; t, мм — відстань між проходами лазера.

## РЕЗУЛЬТАТИ ТА ОБГОВОРЕННЯ

Було розраховано значення щільності питомої енергії down-skin (табл. 3). Щільність питомої енергії для зазначених дослідних зразків лежали в інтервалі 38...39.5 Дж/мм<sup>3</sup>.

При візуальній оцінці деформації було відзначено, що при прямолінійному порядку друку з

Таблиця 3. Щільність питомої енергії down-skin при друці прямолінійно з поворотом 67° і друці в шаховому порядку з поворотом 67°

<i>Е</i> , Дж/мм <sup>3</sup>
42.67
41.02
39.51
38.10
36.78

#### Таблиця 4. Щільність питомої енергії in-skin треків основного тіла

Порядок друку	Зразок	<i>Е</i> , Дж/мм <sup>3</sup>	Зразок	<i>Е</i> , Дж/мм <sup>3</sup>
Прямолінійно з поворотом на 67°	2.1	52.46	2.2	50.59
Шаховий поря- док з поворо- том на 67°	4.1	52.46	4.2	50.59

поворотом шару відносно попереднього на 67° (зразки 1.3, 1.4) через напруження відбувається більше викривлення металу в області тонкого краю, ніж при друці в шаховому порядку (зразки 3.3 і 3.4) при тих же режимах (рис. 8).

Розраховані значення щільності питомої енергії in-skin для зразків 2.1, 2.2 і 4.1, 4.2 представлено у табл. 4. Через те що режими (швидкість, потужність і відстань) для зразків були однаковими, то щільність їхньої питомої енергії не чинила вирішального впливу на залишкові напруження, які призводять до викривлення зразків. В результаті експерименту встановлено, що при стратегії побудови зразків у шаховому порядку формуються мінімальні залишкові напруження.

На наступному етапі відпрацювання стратегії побудови треків області контуру досліджували вплив черговості побудови шару. Розглядали два режими: in2out — зсередини назовні (рис.6, заливка in-skin  $\rightarrow$  постконтур  $\rightarrow$  контур) і out2in — ззовні всередину (рис. 6, контур  $\rightarrow$  постконтур  $\rightarrow$  заливка in-skin). Для мінімізації термічних напружень, релаксації залишкових напружень та усунення викривлення металовиробів дослідні зразки виготовляли у режимах зі зниженою щільністю питомої енергії в інтервалі від 22 до 30 Дж/мм<sup>3</sup> з кроком 1.75 Дж/см<sup>3</sup> на контурі зразків.

Слід зазначити, що всі зразки в координатах 1.1—1.5 (in2out) при порівнянні зі зразками 3.1— 3.5 (out2in) не мають видимих дефектів. Також було розглянуто області кордонів (вид зверху) для визначення умовної товщини і рівномірності друку контурів (уривчастість, спікання, прилипання порошку), результати візуального оптичного контролю (ВОК) представлено на рис. 7.

Виходячи з отриманих даних, можна зробити висновок, що контури зразків в координатах 1.1—1.5 і 3.1—3.5 мають тонкий невиступаючий кордон, не переривчастий при збільшенні окуляром, прилипання порошку не спостерігалось.

Друк контуру зразків в координатах 2.1—2.5 і 4.1—4.5 здійснювався при нижчій щільності питомої енергії в діапазоні 16...24 Дж/мм<sup>3</sup> з кроком 2 Дж/мм<sup>3</sup>. В результаті ВОК були відзначені тонкий контур, уривчастість, і велика відстань між треками основного тіла і треками друку контуру, в даній області можлива висока ймовірність утворення пор через малу щільність питомої енергії і велику відстань між треками контуру і треками основного тіла.

Грунтуючись на ВОК областей контуру, можна зробити висновок, що зразки, надруковані при постійних режимах зі зміною швидкості руху лазера і параметрів побудови треків кордонів (in2out, out2in), ідентичні, не мають видимих відхилень, не мають уривчастості треків і виступів над основним тілом. Показано, що раціональним рівнем щільності питомої енергії для друку цих типів треків є значення 27 Дж/мм<sup>3</sup>; для зразків 1.4 і 3.4 щільність питомої енергії дорівнювала 27.3 Дж/мм<sup>3</sup>.

При відпрацюванні режимів друку кордонів з товщиною шару 50 мкм при відстанях між треками 0.06...0.11 мм і зі зміною швидкостей пересування лазера від 700 до 1200 мм/с встановлено, що режим друку контуру зі швидкістю сканування 1000 мм/с, потужністю 100 Вт, відстанню між треками 0.08 мм є раціональним для побудови області контуру.

З метою визначення дефектів і відхилень по геометрії від вихідної моделі в твердому тілі (зразок) був виконаний металографічний аналіз дослідних зразків за допомогою оптичної мікроскопії. Мікроструктуру дослідних зразків, виготовлених з різними параметрами процесу і стратегіями друку, представлено на рис. 9.

У зразках, надрукованих зі стратегією побудови треків в шаховому порядку з поворотом на 67°, спостерігалося менше викривлення, ніж у зразках з прямолінійною стратегією друку з поворотом на 67°. Слід зазначити, що зразки не мають дефектів основного тіла (пористість, висока шорсткість).

Сформована ванна розплаву основного тіла під впливом лазерного променя шляхом плавлення порошкового шару і матеріалу підкладки має рівномірне проплавлення, чітко побудовані треки. В основному ширина і глибина ванн розплаву основного тіла, як правило, більша від діаметра лазерного променя, як представлено на рис. 9. Границі ванни розплаву перебувають у постійному русі і переміщаються слідом



*Рис. 8.* Візуальна оцінка деформації досліджуваних зразків



*Рис. 9.* Дослідження мікроструктури в області тонкого краю

за лазерним променем, внаслідок чого наявне характерне викривлення наступних треків в області контуру під дією термічних напружень і недостатнього відводу тепла. У головній частині ванни розплаву (на яку впливає промінь лазера) відбувається постійне плавлення порошкового шару і матеріалу підкладки — в області контуру це пов'язано з нерівномірним тепловідводом, оскільки у хвостовій частині ванни розплаву відбувається постійна кристалізація розплавленого металу.

Характерна форма і розміри ванн розплаву, що формують мікроструктуру (рис. 9) залежали від таких факторів: величини і співвідношення потужності і швидкості переміщення лазерного променя, товщини шару металевого порошку, розподілу інтенсивності випромінювання по діаметру лазерного променя.

На закінчення слід зазначити, що глибину, ширину і час перебування металу у розплавленому вигляді визначає кількість теплоти, яка залежить від щільності питомої енергії (фактор першого порядку) — зі збільшенням щільності питомої енергії посилюється гідродинамічна нестабільність. Розподіл інтенсивності випромінювання (фактор другого порядку) по діаметру лазерного променя впливає на геометричні характеристики ванни розплаву через зміну температурного поля за обсягом ванни розплаву і, як наслідок, кінцеву геометрію виробу.

ВИСНОВКИ

1. Встановлено, що симуляція процесів друку, виконана на платформі Magics, за допомогою розбивки моделі на воксельну структуру дає можливість аналітичної оцінки напружень і деформацій, що виникають при різних умовах побудови виробів по SLM-технології без витрат ресурсів.

2. В результаті аналізу зовнішнього вигляду дослідних зразків виготовлених з різними режимами і стратегіями побудови встановлено, що найкращі показники down-skin формуються при потужності 80 Вт і щільності питомої енергії 40...38 Дж/мм<sup>3</sup>.

3. Встановлено, що з використанням стратегії друку в шаховому порядку з поворотом 67° при оптимальній щільності питомої енергії можна мінімізувати залишкові внутрішні напруження, що призводять до викривлення виробу.

4. Встановлено раціональні режими друку треків кордонів: швидкість сканування 1000 мм/с, потужність 100 Вт, відстань між треками 0.08 мм при товщині шару 50 мкм.

## ЛІТЕРАТУРА

- 1. Аджамский С. В., Кононенко А. А., Подольский Р. В. Исследование влияния режимов SLM-процесса на качество в области контура изделий. Матеріали міжнародної науково-технічної конференції «Університетська наука 2020» (20—21 травня 2020, Маріуполь). Маріуполь, 2020. С. 157—158.
- 2. Аджамский С. В., Кононенко А. А., Подольский Р. В. Симуляция влияния остаточных напряжений и параметров SLM-технологии на формирование области границ изделия из жаропрочного никелевого сплава Inconel 718. Матеріали міжнародної науково-технічної конференції «Інформаційні технології у металургії та машинобудуванні» (17—19 березня 2020, Дніпро). Дніпро, 2020, С. 4—6. DOI: https://doi.org/10.34185/1991-7848.itmm.2020.01.001
- Аджамский С. В., Кононенко А. А. Закономерности влияния параметров процесса выборочного лазерного плавления (SLM) на формирование единичного слоя из жаропрочного никелиевого сплава Inconel 718 [Електронний ресурс]. Лучевые технологии в сварке и обработке материалов. 2019. Вип. 9. С. 5—11.
- Аджамский С. В., Кононенко А. А., Подольский Р. В. Двумерное моделирование нестационарного температурного поля единичного трека из жаропрочного сплава INCONEL 718. Матеріали Всеукраїнської науково-методичної конференції «Проблеми математичного моделювання» (27—28 травня 2020, Кам'янське). Кам'янське, 2020. С. 42— 45.
- 5. Parida A. K., Maity K. Comparison the machinability of Inconel 718, Inconel 625 and Monel 400 in hot turning operation. *Eng. Sci. and Technol., Int. J.* 2018. **21**. P. 364–370.
- 6. Criales L. E., Arisoy Y. M., Lane B., et al. Laser powder bed fusion of nickel alloy 625: experimental investigations of effects of process parameters on melt pool size and shape with spatter analysis. *Int. J. Mach. Tools Manuf.* 2017. **121**. P. 22–36.
- 7. Zhouab Y. H., Wanga Y. P., Zhangab Z. H. Selective laser melting of typical metallic materials: An effective process prediction model developed by energy absorption and consumption analysis. *Additive Manufacturing*. 2019. 25. P. 204–217.
- Grasso M., Colosimo B. M. Process defects and in situ monitoring methods in metal powder bed fusion: A review. *Measure*ment Science and Technology. 2017. 28, P. 1–25.
- Williams R. J., Piglione A., Rønneberg T., Jones C., Pham M.-S., Davies C. M., Hooper P. A. In situ thermography for laser powder bed fusion: Effects of layertemperature on porosity, microstructure and mechanical properties. *Additive Manufacturing.* 2019. P. 1–14.
- 10. Shiomi M., Osakada K., Nakamura K., Yamashita T., Abe F. Residual stress within metallic model made by selective laser melting process. *CIRP Annals Manufacturing Technology*. 2004. **53**, № 1. P. 195–198.
- 11. Wang D. et al. Study on energy input and its influences on single-track, multi-track, and multi-layer in SLM. *Int. J. Adv. Manuf. Technol.* 2012. № 58. P. 1189–1199.

- Dilip J. S., Zhang S., Teng C., et al. Influence of processing parameters on the evolution of melt pool, porosity, and microstructures in Ti-6Al-4V alloy parts fabricated by selective laser melting. *Progress in Additive Manufacturing*. 2017. № 2. P. 157–167. https://doi.org/10.1007/s40964-017-0030-2
- 13. Zheng B. et al. Thermal behavior and microstructure evolution during laser deposition with laser-engineered net shaping: Part II. Experimental investigation and discussion. *Metall. Mater. Trans. A Phys. Metall. Mater. Sci.* 2008. **39**, № 9. P. 2237–2245.

## REFERENCES

- 1. Adzhamskiy S. V., Kononenko A. A., Podol'skiy R. V. (2020). *Research of the influence of the SLM-process modes on the quality in the area of the product contour*. Materials of the International Science and Technology Conference "University Science-2020" (May 20-21, 2020, Mariupol). Mariupol, 157–158 [in Russian].
- Adzhamskij S. V., Kononenko A. A., Podol'skij R. V. (2020). Simulation of the influence of residual stresses and parameters of SLM-technology on the formation of the area of product boundaries from the heat-resistant nickel alloy Inconel 718. Materials of the International Science and Technology Conference "Information Technology metallurgy and machine-building" (17-19 March 2020, Dnipro). Dnipro, 4—6. DOI: https://doi.org/10.34185/1991-7848.itmm.2020.01.001 [in Russian]
- Adzhamskij S. V., Kononenko A. A. (2019). Regularities of the influence of the parameters of the selective laser melting (SLM) process on the formation of a single layer from the heat-resistant nickel alloy Inconel 718 [Electronic resource]. *Beam technologies in welding and material processing*. 9. 5–11 [in Russian].
- 4. Adzhamskij S. V., Kononenko A. A., Podol'skij R. V. (2020). *Two-dimensional modeling of a non-stationary temperature field of a single track made of heat-resistant alloy INCONEL 718*. Materials of the All-Ukrainian scientific-methodical conference "Problems of mathematical modeling" (May 27-28, 2020, Kam'yanske). Kam'yanske, 42–45 [in Russian].
- 5. Parida A. K., Maity K. (2018). Comparison the machinability of Inconel 718, Inconel 625 and Monel 400 in hot turning operation. *Eng. Sci. and Technol., Int. J.*, **21**, 364–370 [in English].
- 6. Criales L. E., Arisoy Y. M., Lane B., et al. (2017). Laser powder bed fusion of nickel alloy 625: experimental investigations of effects of process parameters on melt pool size and shape with spatter analysis. *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, **121**, 22–36 [in English].
- Zhouab Y. H., Wanga Y. P., Zhangab Z. H. (2019). Selective laser melting of typical metallic materials: An effective process prediction model developed by energy absorption and consumption analysis. *Additive Manufacturing*, 25, 204–217 [in English].
- Grasso M., Colosimo B. M. (2017). Process defects and in situ monitoring methods in metal powder bed fusion: a review. *Measurement Sci. and Technol.*, 28, 1–25 [in English].
- 9. Williams R. J., Piglione A., Rønneberg T., Jones C., Pham M.-S., Davies C. M., Hooper P. A. (2019). In situ thermography for laser powder bed fusion: Effects of layer temperature on porosity, microstructure and mechanical properties. *Additive Manufacturing*, 1–14 [in English].
- 10. Shiomi M., Osakada K., Nakamura K., Yamashita T., Abe F. (2004). Residual stress within metallic model made by selective laser melting process. *CIRP Annals Manufacturing Technology*, **53** (1), 195–198 [in English].
- 11. Wang D. et al. (2012). Study on energy input and its influences on single-track, multi-track, and multi-layer in SLM. *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, № 58, 1189–1199 [in English].
- 12. Dilip J. S., Zhang S., Teng C., et al (2017). Influence of processing parameters on the evolution of melt pool, porosity, and microstructures in Ti-6Al-4V alloy parts fabricated by selective laser melting. *Progress in Additive Manufacturing*, № 2, 157–167 [in English]. https://doi.org/10.1007/s40964-017-0030-2
- Zheng B. et al. (2008). Thermal behavior and microstructure evolution during laser deposition with laser-engineered net shaping: Part II. Experimental investigation and discussion. *Metall. Mater. Trans. A Phys. Metall. Mater. Sci.*, **39** (9), 2237– 2245 [in English].

Стаття надійшла до редакції	21.12.2020	Received 21.12.2020
Після доопрацювання	21.12.2020	Revised 21.12.2020
Прийнято до друку	16.12.2021	Accepted 16.12.2021

S. V. Adjamskiy<sup>1, 2</sup>, Postgraduate, Technical Director ORCID 0000-0002-6095-8646 E-mail: as@alt-print.com G. A. Kononenko<sup>2, 3</sup>, Ph.D. in Tech., Scientific Secretary ORCID 0000-0001-7446-4105 E-mail: perlit@ua.fm R. V. Podolskyi<sup>2,3,4</sup>, Master of Science Student, Engineer ORCID 0000-0002-0288-0641 E-mail: rostislavpodolskij@gmail.com <sup>1</sup> Oles Honchar Dnipro National University 72, Gagarin Ave., Dnipro, 49010 Ukraine <sup>2</sup> LLC «Additive Laser Technology of Ukraine» 31, Serhiy Podolinsky Street, Dnipro, 49000 Ukraine <sup>3</sup> Iron and Steel Institute of Z.I.Nekrasov National Academy of Sciences of Ukraine 1, Academician Starodubov Sq., Dnipro, 49107 Ukraine <sup>4</sup> National Metallurgical Academy of Ukraine 4, Gagarin Ave., Dnipro, 49000 Ukraine

## INFLUENCE OF SLM-PROCESS PARAMETERS ON THE FORMATION OF THE BOUNDARIES OF PARTS OF HEAT-RESISTANT NICKEL ALLOY INCONEL 718

We consider the improvement is considered of the modes of selective laser melting technology based on the design model to reduce the level of residual stresses and prevent deviations in the geometry of the part. Simulation results are presented on a universal voxel structure and a simplified object to predict metal behaviour depending on the specific energy density in the region of the boundaries of a metal part made of Inconel 718. An experiment was carried out to study the influence of different strategies and process modes on the curvature of parts as a result of the effect of residual stresses in order to minimize them. Printing was carried out on a 3-D printer "Alfa-150" (LLC "ALT Ukraine") at constant power and distance between tracks in each zone (upskin, down-skin, in-skin) with a change in the speed of the laser beam movement, as well as a different pattern of sample growth by 3-D printing with 67 degrees rotation of each new layer relative to the previous one. To identify defects and deviations from the original model to the solid (sample), metallographic analysis was performed using optical microscopy (Carl Zeiss AXIO-VERT 200M). It was found that the simulation of printing processes, performed on the Magics platform by breaking the model into a voxel structure, allows an analytical assessment of stresses and strains. Analysis of the appearance of the prototypes showed that the best down-skin indicators are formed at a power of 80 W and a specific energy density (40...38 J/mm<sup>3</sup>). By using the 67 degrees staggered printing strategy at the optimum specific energy density, it is possible to minimize the residual internal stresses leading to distortion of the product. In the future, the results can be supplemented by studies of the effect of residual stresses of compressive forces when exposed to a laser beam at constant applied power. Using a computational model that allows calculating the residual stresses during the deposition of the next layer, depending on the speed of the laser, the power and the distance between the applied tracks, it is possible to obtain high-precision parts with specified properties. The adaptation of the model, which allows us to obtain a quantitative estimate of the residual thermal stresses depending on the speed of movement and the laser power for the Inconel 718 heat-resistant alloy, has been carried out. Optimal modes have been determined to minimize these stresses and reduce the curvature of the part.

Keywords: residual stresses, selective laser melting, Inconel 718, compression force, laser

- Аврамов К. В. див. Дегтярьов М. О.
- Аврамов К. В. див. Сахно Н. Г.
- Аджамський С. В., Кононенко Г. А., Подольський Р. В. Вплив параметрів SLM-процесу на формування області кордонів деталей з жароміцного нікелевого сплаву Inconel 718. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 6. С. 3—15.
- Акімов Д. В. див. Дегтярьов М. О.
- *Аксьонов О. С.* див. Золотько О. Є.
- Андрієвський М. В., Мітіков Ю. О. Вплив витоку компонента з порожнини насоса в область турбіни на стійкість роботи турбонасосного агрегата. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 1. С. 97—102.
- Артеменко О. А. Дослідження функціонального стану ліпідних рафтів в цитоплазматичній мембрані проростків Pisum sativum при дії клиностатування. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 5. С. 35—46.
- Балишев М. А., Коваль Ю. Ю. Участь Харківської астрономічної обсерваторії та її представників у радянській космічній програмі у 1960-х роках. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 5. С. 86—99.
- Баранець М. В., Ружин Ю. Я., Войта Я. Взаємодія хвиль і частинок при інжекції модульованого електронного пучка в іоносферну плазму. Теорія та експеримент. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 6. С. 16—37.
- *Бистров М. І.* див. Лаврич Ю. М.
- Бігун С. О. див. Хорольський М. С.
- Білоусов К. Г. див. Макаров О. Л.
- Білоус О. С. див. Дегтярьов М. О.
- Бриков В. О. див. Кордюм Є. Л.
- 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. С. 85—92.
- Васильєв В. В., Годунок Л. Я., Матвієнко С. А. Орбітальний сервіс крок до подальшого освоєння навколоземного космосу. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 3. С. 39—50.
- 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. С. 66—75. (а)
- Власенко В. П., Мамарєв В. М., Ожінський В. В., Ульянов О. М., Захаренко В. В., Паламар М. І., Чайковський А. В., Фриз С. П. Метод автоматичної побудови матриці похибок радіотелескопа РТ-32. Методика автоматичного оцінювання похибок наведення. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 6. С. 53—64. (б)

Власов Д. І., Парновський О. С. Прогнозування локальних геомагнітних збурень на прикладі даних магнітної обсерваторії «Львів». Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 1. С. 78—84.

Войта Я. — див. Баранець М. В.

*Гармаш К. П.* — див. Luo Y.

- Годунок Л. Я. див. Васильєв В. В.
- *Грудинін Б. О.* див. Бушуєв Ф. І.
- *Гурова А. М., Малолітнева В. К.* Інституційно-правова модель публічних закупівель продуктів дистанційного зондування Землі в Україні. *Космічна наука і технолоеія.* 2021. 27, № 3. С. 93—107.
- Дегтярьов М. О., Акімов Д. В., Білоус О. С., Аврамов К. В. Термоміцність відсіку утримання ракети-носія при взаємодії із струменем продуктів згоряння палива. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 3—10.
- Джур Є. О., Калініна Н. Є., Джур О. Є., Калінін О. В., Носова Т. В., Мамчур С. І. Підвищення властивостей деформованих алюмінієвих сплавів, модифікованих нанокомпозиціями. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 6. С. 98—104.
- *Джур О. €.* див. Джур €. О.
- *Дроздович І. Г.* див. Стенін О. А.

*Желтов П. Н.* — див. Кулик О. В.

- Захаренко В. В. див. Власенко В. П. (а)
- Захаренко В. В. див. Власенко В. П. (б)
- Захаров І. Г., Чорногор Л. Ф. Вплив глобальної сейсмічної активності на процеси в атмосфері та іоносфері. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 5. С. 19—34.
- Злочевський Ю. Є див. Козак П. М.
- Золотько О. В. див. Золотько О. Є.
- Золотько О. Є., Золотько О. В., Сосновська О. В., Аксьонов О. С., Савченко І. С. Детонаційний двигун для відведення відокремленого ступеня ракети з космічної орбіти. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 32—41.
- *Ільченко М. Ю., Наритник Т. М., Присяжний В. І., Капштик С. В., Матвієнко С. А.* Космічна інфраструктура інтернету речей. Стан та перспективи розвитку. *Космічна наука і технологія.* 2021. 27, № 6. С. 65—84.

Калініна Н. Є. — див. Джур Є. О.

- *Калінін О. В.* див. Джур Є. О.
- Калюжний М. П. див. Бушуєв Ф. І.
- Капштик С. В. див. Ільченко М. Ю.
- Кияк Н. Я., Лобачевська О. В., Хоркавців Я. Д. Морфофізіологічні реакції гравічутливості та адаптації до УФ-опромінення моху *Bryum caespiticium* Hedw. з Ан-

тарктики. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 5. C. 47-59.

*Клименко С. В.* — див. Кулик О. В.

Коваль Ю. Ю. – див. Балишев М. А.

Кожухов О. М. Перепускна спроможність оптичного телескопа для спостереження низькоорбітальних космічних об'єктів. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 3. C. 28-38.

*Козак Л. В.* — див. Козак П. М.

- Козак П. М., Злочевський Ю. Є., Козак Л. В., Старий С. В. Проблеми обробки відеозаписів яскравих болідів та падаючих залишків космічних апаратів, зареєстрованих малочутливими побутовими відеокамерами у складних спостережних умовах. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 6. С. 85—97.
- 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. C. 51-65.

*Кононенко Г. А.* — див. Аджамський С. В.

- Кордюм Є. Л., Бриков В. О. Рух статолітів в статоцитах кореневого чохлика в умовах реальної та модельованої мікрогравітації. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. C. 78-84.
- Косторнов А. Г., Шаповал А. А., Шаповал I. В. Каркасна теплопровідність пористих металевих матеріалів. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. С. 70—77.

Кулагін С. М. — див. Шувалов В. О.

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. С. 76—84.

*Куліченко М. О.* — див. Бушуєв Ф. І.

- 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. С. 13—27.
- Лазученков Д. М. див. Шувалов В. О.

*Лихоліт М. І.* — див. Колобродов В. Г.

Лобачевська О. В. — див. Кияк Н. Я.

- Луцюк М. М. див. Колобродов В. Г.
- Макаров О. Л., Білоусов К. Г., Свинаренко Д. Н., Хорошилов В. С., Мозговий Д. К., Попель В. М. Автоматизоване розпізнавання міської рослинності та водойм за знімками зі супутника «Jilin-1А». Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. C. 42-53.

*Малиновський Є. В.* — див. Бушуєв Ф. І.

- Малишева Н. Р. Міжнародно-правові засади розробки ресурсів Місяця, Марса та інших небесних тіл. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 74—82.
- *Малолітнева В. К.* див. Гурова А. М.
- *Мамарєв В. М.* див. Власенко В. П. (*a*)
- *Мамарєв В. М.* див. Власенко В. П. (б)
- *Мамчур С. І.* див. Джур €. О.
- *Матвієнко С. А.* див. Васильєв В. В.

*Матвієнко С. А.* — див. Ільченко М. Ю.

*Мітіков Ю. О.* — див. Андрієвський М. В. Мозговий Д. К. — див. Макаров О. Л. Моісеєнко С. В. — див. Редчиць Д. О.

Наритник Т. М. — див. Ільченко М. Ю. *Неділько О. М.* — див. Сафронов О. В. Носова Т. В. — див. Джур €. О.

- Ожінський В. В. див. Власенко В. П. (a) Ожінський В. В. — див. Власенко В. П. (б)
- Паламар М. I. див. Власенко В. П. (*a*)

Паламар М. І. — див. Власенко В. П. (б)

- Парновський О. С. див. Власов Д. І.
- Пасько В. П. див. Стенін О. А.
- Печериця Л. Л., Сміла Т. Г. Вплив пропорцій орбітальних об'єктів простої форми на їхні аеродинамічні характеристики. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. C. 3–14.

Пилипчук О. О. — див. Пилипчук О. Я.

- Пилипчук О. Я., Стрелко О. Г., Пилипчук О. О. Академік В. І. Вернадський про споконвічність життя у космосі (до 100-річчя праці «Початок і вічність життя»). Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. С. 85—92.
- Пінчук Б. Ю. див. Колобродов В. Г.
- Плаксін С. В. див. Лаврич Ю. М.
- Погоріла Л. М. див. Лаврич Ю. М.
- Подольський Р. В. див. Аджамський С. В.
- Попель В. М. див. Макаров О. Л.
- *Присяжний В. І.* див. Ільченко М. Ю.
- Редчииь Л. О., Моісеєнко С. В. Чисельне моделювання нестаціонарних потоків холодної плазми при роботі плазмового актуатора. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 1. C. 85–96.
- *Ружин Ю. Я.* див. Баранець М. В.

*Савченко І. С.* — див. Золотько О. €.

- *Савчук С. Г.* див. Бушуєв  $\Phi$ . І.
- Сафронов О. В., Сиротенко А. М., Семон Б. Й., Неділько О. М. Математична модель фюзеляжних коливань на трансзвукових швидкостях польоту. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. С. 28—37.
- Сахно Н. Г., Аврамов К. В., Успенський Б. В. Динамічна втрата стійкості складеної нанокомпозитної оболонки. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 5. С. 60—70.
- Свинаренко Л. Н. лив. Макаров О. Л.
- Своробін Д. С. див. Фоков О. А.
- Семон Б. Й. див. Сафронов О. В.
- Сиротенко А. М. див. Сафронов О. В.
- Сміла Т. Г. див. Печериця Л. Л.
- Солдатова М. О. див. Стенін О. А.
- Сосновська О. В. див. Золотько О. Є.
- Старий С. В. див. Козак П. М.
- Стенін О. А., Пасько В. П., Дроздович І. Г., Солдатова М. О. Оптимальне демпфування відхилень кутових швидкостей осесиметричного космічного літального апарата. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 21—31. Стрелко О. Г. — див. Пилипчук О. Я.

*Тягур В. М.* — див. Колобродов В. Г.

- Ульянов О. М. див. Власенко В. П. (*a*) Ульянов О. М. — див. Власенко В. П. (*б*) Успенський Б. В. — див. Сахно Н. Г.
- Федоровський О. Д., Хижняк А. В., Філімонов В. Ю. Обгрунтування подвійного використання аерокосмічного геомоніторингу морського шельфу для пошуку покладів вуглеводнів і «освітлення» морської обстановки. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. С. 38—44.

Філімонов В. Ю. — див. Федоровський О. Д.

- Фоков О. А., Хорошилов С. В., Своробін Д. С. Відносний рух космічного апарата з аеродинамічним компенсатором у перпендикулярному до площини орбіти напрямку при безконтактному видаленні космічного сміття. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. С. 15—27.
- Фриз С. П. див. Власенко В. П. (б)
- Хижняк А. В. див. Федоровський О. Д.

Хоркавців Я. Д. — див. Кияк Н. Я.

- Хорольський М. С., Бігун С. О. Роботоздатність рукавів стикування системи термостатування космічної ракети «Циклон-4» в екстремальних умовах. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 11—20.
- Хорошилов В. С. див. Макаров О. Л.
- Хорошилов С. В. див. Фоков О. А.

Чабанов В. В. — див. Кулик О. В.

- Чайковський А. В. див. Власенко В. П. (а)
- Чайковський А. В. див. Власенко В. П. (б)
- Чорногор Л. Ф. Фізика геокосмічних бур. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 1. С. 3—77.
- Чорногор Л. Ф. див. Luo Y.
- Чорногор Л. Ф. див. Захаров І. Г.
- Шаповал А. А. див. Косторнов А. Г.
- Шаповал І. В. див. Косторнов А. Г.
- Шувалов В. О., Кулагін С. М., Лазученков Д. М. Прискорення ресурсних випробувань полімерів космічних апаратів на стійкість до тривалої дії атомарного кисню в іоносфері Землі. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 54—64.
- Шульга О. В. див. Бушуєв Ф. І.

Шульга С. М. — див. Luo Ү.

Янків-Вітковська Л. М. — див. Бушуєв Ф. І.

- *Alpatov A. P., Changqing Wang, Zakrzhevskii A. E.* Feed-forward control of total retrieval of the space tether from vertical position. *Космічна наука і технологія.* 2021. 27, № 5. С. 71—85.
- Alpatov A. P., Goldshtein Yu. M. Assessment of perspectives for the orbital utilization of space debris. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 3. С. 3-12.
- Andriievskyi M. V., Mitikov Y. O. Approach to solution of tank with hydrogen peroxide pressurization by its decomposi-

- tion products. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 5. С. 3—10.
- Balta N. see Japashov N. M.
- Bashliy I. D. see Pylypenko O. V.
- Changqing Wang see Alpatov A. P.
- Dolgopolov S. I. see Pylypenko O. V.
- Fedorovsky O. D., Khyzhniak A. V., Tomchenko O. V. Assessing aquatic environment quality of the urban water bodies by system analysis methods based on integrating remote sensing data. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 5. С. 11—18.
- Goldshtein Yu. M. see Alpatov A. P.
- *Guo Q.* див. Luo Y.
- Gutnyk M. V. see Larin A. A.
- Horielova S. O. see Larin A. A.
- Japashov N. M., Mansurova A. A., Balta N. Creating a microgreen growing environment at the space station. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 65—73.
- Khoriak N. V. see Pylypenko O. V.
- *Khoroshylov S. V., Redka M. O.* Deep learning for space guidance, navigation, and control. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 6. С. 38—52.
- Khyzhniak A. V. see Fedorovsky O. D.
- Larin A. A., Gutnyk M. V., Tkachenko S. S., Horielova S. O. The contribution of Kharkiv enterprises to the rocket and space industry development. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 83—90.
- Luo Y., Guo Q., Zheng Y., Гармаш К. П., Чорногор Л. Ф., Шульга С. М. Ефекти геокосмічної бурі 5—6 серпня 2019 р.. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2. С. 45—69.
- Mansurova A. A. see Japashov N. M.
- *Mitikov Y. O.* see Andriievskyi M. V.
- Nikolayev O. D. see Pylypenko O. V.
- Polskykh S. V. see Pylypenko O. V.
- Prokopchuk O. O. see Pylypenko O. V.
- Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgopolov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 6. С. 3–15.
- Pysarenko V. Yu. see Pylypenko O. V.
- *Redka M. O.* see Khoroshylov S. V.
- Tkachenko S. S. see Larin A. A.
- Tomchenko O. V. see Fedorovsky O. D.
- Zakrzhevskii A. E. see Alpatov A. P.
- *Zheng Y.* див. Luo Y.

#### XPOHIKA

- До 80-річчя академіка НАН України Ільченка Михайла Юхимовича. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 5. С. 100.
- До 90-річчя академіка НАН України Вадима Івановича ЛЯЛЬКА. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 4. С. 91—92.

# ОСНОВНІ ПРАВИЛА ОФОРМЛЕННЯ І ПОДАННЯ РУКОПИСІВ ДО ЖУРНАЛУ «КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ»

Рукописи приймаються українською або англійською мовою. Для подання рукопису авторам необхідно надіслати на адресу редакції такі документи:

- 1. Дві тверді копії оригіналу, одна з яких підписана всіма авторами. Копії друкуються в одну колонку на одному боці аркушів паперу кеглем 12–14 з інтервалом 1.5 чи більше.
- 2. Електронні копії рукопису.
- 3. Направлення на бланку установи, де виконано роботу, підписане її керівником.
- 4. Ліцензійна угода (бланк угоди є на сайті space-scitechjournal.org.ua)

#### Адреса редакції:

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143 Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України Редакція КНІТ

e-mails: reda@mao.kiev.ua kfnt-knit@ukr.net Телефон: 380 44 526 47 63 Факс: 380 44 526 21 47

Рукопис повинен бути оформлений згідно із Правилами для авторів (див сайт space-scitechjournal.org.ua). Послідовність подачі матеріалу така:

- Номер УДК.
- Ініціали та прізвища авторів, короткі дані про авторів (посада, науковий ступінь, звання, нагороди тощо).
- Установи, де працюють автори (офіційні назви), поштові та електронні адреси.
- Назва рукопису.
- Два резюме українською та англійською мовами. Кожне резюме повинне містити: список авторів, список установ, де вони працюють, з повними адресами, назву рукопису, текст резюме, ключові слова. Об'єм кожного резюме не менш ніж 1800 знаків з пробілами.
- Текст рукопису.
- Список літератури, упорядкований у **алфавітному порядку**. Посилання по тексту робляться у квадратних дужках (наприклад [3, 17]).
- References це копія списка літератури, перекладена англійською мовою (правила оформлення див. на сайті space-scitechjournal.org.ua).
- Контактні особи, телефони, е-таіl.

Рисунки повинні бути чіткими, контрастними і переважно чорно-білими. Із колірних зображень публікуються лише ті, без яких виклад матеріалу зазнає суттєвого збіднення. На графіках не повинно бути лишніх деталей — рамок, координатних сіток, пояснювальних написів. Різні залежності зображаються не кольором, а лініями чорного кольору різного накреслення (суцільна, штрихова, пунктир, штрих-пунктир тощо) або нумеруються арабськими цифрами. Пояснення кривих, значків, легенди, експлікації даються у підрисункових підписах. Координатні осі підписуються не словами, а простими ідентифікаторами. Обов'язково вказується фізична величина та її одиниці вимірювань у системі СІ.

Таблиці нумеруються згідно з їхньою появою в тексті та мають заголовки.

Рукописи, оформлені без урахування Правил для авторів, не розглядаються.