



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 30
3(148)
2024

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Pylypenko O. V., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V., Nikolayev O. D. Evaluation of the scatter of liquid launch vehicle POGO oscillation amplitudes due to the influence of the scatter of internal factors 3

Космічні апарати і корисне навантаження

Soliz J., Jaimes A., Cuiza M. SP-SAT: Development of an educational satellite. 16

Динаміка та управління космічними апаратами

Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Tyagur V. M., Vasylykova I. O., Kolobrodov M. S. Алгоритм визначення ймовірності виявлення і розпізнавання цілі авіаційною тепловізійною системою в умовах шумів 22

Космічні енергетика і двигуни

Zhugan O., Degtyarev M. Version of loitering munitions classification based on the state-of-the-art and trends analysis. 31

Minai O. M., Kuzmich I. Yu. Визначення оптимальної конструкції засобу забезпечення суцільності палива за допомогою методу чисельного моделювання 40

CONTENTS

Space-Rocket Complexes

Pylypenko O. V., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V., Nikolayev O. D. Evaluation of the scatter of liquid launch vehicle POGO oscillation amplitudes due to the influence of the scatter of internal factors 3

Spacecrafts and Payloads

Soliz J., Jaimes A., Cuiza M. SP-SAT: Development of an educational satellite. 16

Spacecraft Dynamics and Control

Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Tyagur V. M., Vasylykova I. O., Kolobrodov M. S. Algorithm for determining the probability of target detection and recognition by an aviation thermal vision system in noise conditions 22

Space Energy, Power and Propulsion

Zhugan O., Degtyarev M. Version of loitering munitions classification based on the state-of-the-art and trends analysis. 31

Minai O. M., Kuzmich I. Yu. Determination of the optimum design of the means to ensure fuel continuity using the method of numerical simulation 40

<i>Прядко Н. С., Стрельников Г. О., Тернова К. В.</i> Вплив кута входу до дзвоноподібного насадку укороченого круглого надзвукового сопла ракетного двигуна на його імпульсні характеристики	53	<i>Pryadko N. S., Strelnikov G. O., Ternova K. V.</i> The influence of the angle of entry into the bell-shaped tip of a shortened round supersonic nozzle of a rocket engine on its impulse characteristics	53
Дослідження Землі з космосу		Study of the Earth from Space	
<i>Artiushenko M. V., Khyzhniak A. V., Tomchenko O. V.</i> Prediction and risk management of spreading forest pest infestations using satellite data	61	<i>Artiushenko M. V., Khyzhniak A. V., Tomchenko O. V.</i> Prediction and risk management of spreading forest pest infestations using satellite data	61
Космічна геоінформатика та геодезія		Space Geoinformatics and Geodesy	
<i>Sogor A. P., Sidorov I. S., Smirnova O. M.</i> Застосування сингулярного розкладу матриці при розв'язуванні некоректних геодезичних задач	71	<i>Sogor A. P., Sidorov I. S., Smirnova O. M.</i> Application of the singular decomposition of the matrix in solving incorrect geodesic problems	71
Астрономія й астрофізика		Astronomy and Astrophysics	
<i>Черногор Л. Ф.</i> Статистичні характеристики геофізичних полів, збурених погодними фронтами.	80	<i>Chernogor L. F.</i> Statistical characteristics of the geophysical fields disturbed by weather fronts	80
Пам'яті Єлизавети Львівни Кордюм	95	In memory of Elizaveta L. Kordyum	95
Пам'яті Олега Вікторовича Пилипенка	97	In memory of Oleg V. Pylypenko	97

На першій сторінці обкладинки — Класифікація зображення пробної лісової ділянки, 2017 рік (див. статтю *Artiushenko M. V., Khyzhniak A. V., Tomchenko O. V.* Prediction and risk management of spreading forest pest infestations using satellite data, С. 61—70)

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-scitechjournal.org.ua

Ідентифікатор медіа R30-01479

Підписано до друку 16.07.2024. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
 Ум. друк. арк. 10,29. Обл.-вид. арк. 10,80. Тираж 51 прим. Зам. № 7346.

Видавець і виготовлювач ВД «Академперіодика» НАН України
 вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01024, e-mail: druk@nas.gov.ua

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

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.003>
UDC 621.454.2

O. V. PYLYPENKO, 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

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

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

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

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

EVALUATION OF THE SCATTER OF LIQUID LAUNCH VEHICLE POGO OSCILLATION AMPLITUDES DUE TO THE INFLUENCE OF THE SCATTER OF INTERNAL FACTORS

Almost all liquid launch vehicle developers faced the problem of ensuring stability in relation to POGO oscillations. The level of POGO amplitudes oscillations of the launch vehicle can be significantly affected by the scatter of internal factors. The study aims to create a mathematical model that can determine the range of POGO amplitudes in liquid launch vehicles. This will be demonstrated through the example of the Dnipro launch vehicle, which is affected by a variety of internal factors that cause its POGO amplitudes to vary. We developed the non-linear non-stationary mathematical model of POGO oscillations of the prototype of the Dnipro space launch vehicle. The model is built by taking into account the two lower vibration modes of the LV structure, two lower oscillation modes of the oxidizer feedline, and the first oscillation mode of the fuel feedline of the propulsion system. Modeling of dynamic processes was conducted in a combination of four liquid rocket engines based on the schematic of the staged rocket engine. The simulation takes into account cavitation phenomena in the engine pumps and delay times in the gas generators' chambers. We have developed a method for determining the scatter of the POGO oscillations caused by the action of internal factors, which is based on the use of the LP_{τ} uniformly distributed sequences. As internal factors, the frequencies, decrements, and shapes of LV structural oscillation modes, the values of pressurization of the propellant tanks, and the engines' specific thrust impulses were considered. Based on the results of the calculations, the dependence of the POGO amplitudes in two regions of LV instability was determined, and the lower and upper enveloping curves for the POGO amplitudes were constructed. It is shown that the maximum POGO amplitudes oscillations in the first region of instability lie in the range from 0.23 g to 0.72 g and in the second region of instability — from 0 g to 0.60 g. Variants of combinations of internal factors, which provided the largest and smallest values of POGO amplitudes, were analyzed. This made it possible to determine the internal factors, the scatter of which has the greatest effect on the POGO amplitudes scatter: frequency, decrement, shape coefficients of oscillations of the oxidizer feedlines and the LV 1st mode structural longitudinal oscillations in the payload cross-section.

Keywords: liquid-propellant launch vehicle, POGO oscillations, liquid-propellant rocket propulsion system, mathematical modeling, internal factors, scatter of amplitudes of longitudinal vibrations.

Цитування: Pylypenko O. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Nikolayev O. D. Evaluation of the scatter of liquid launch vehicle POGO oscillation amplitudes due to the influence of the scatter of internal factors. *Space Science and Technology*. 2024. 30, No. 3 (148). P. 3—15. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.003>

© Publisher ПН «Академперіодика» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

INTRODUCTION

An integral component of the complex of problems solved in the case of creating liquid-propellant launch vehicles (LVs) is ensuring their longitudinal stability (POGO phenomenon). All developers of medium and heavy-class LVs have encountered this problem in the USA [23], in the USSR [7], in the European Union (France) [2], in Japan [27], in China [22], and in South Korea [4]. An increase in the amplitudes of longitudinal vibrations of the launch vehicle structure, which occurs during the loss of LV POGO stability, poses a threat to the integrity of structural elements and the execution of the LV flight program as a whole. In addition, as indicated in [11], despite the presence of general patterns inherent in the POGO phenomenon, each of the cases of loss of POGO stability of new launch vehicles has its own characteristics and is realized in a unique form. Currently, the creation of liquid launch vehicles is always accompanied by an analysis of their POGO stability and the development of measures to eliminate POGO vibrations (in case of LV instability) [3]. The most common means of eliminating the POGO instability of the launch vehicle or reducing the amplitudes of the POGO vibrations of the LV structure to acceptable values is the installation of POGO suppressors [19]. Such a planned and consistent solution to the problem of ensuring POGO stability was implemented during the creation of the Zenit liquid-propellant launch vehicle [15].

Currently, the development of methods for analyzing the POGO stability of liquid launch vehicles is directed towards a more detailed and complete account of physical processes and phenomena in the model of LV longitudinal vibrations. Thus, in [26], for analyzing the LV POGO stability, the propulsion systems of two propellants are studied. In [28], to take into account LV design features in more detail and simplify calculations, the main physical elements are divided and combined into nine types of generalized elements. In [29], to improve the results of POGO analysis, a method for three-dimensional modeling of a tank near the intake device was developed. In work [5], a finite element model of a coupled “propulsion – rocket structure” dynamic system was devised for POGO analysis. In [6], special attention is

paid to taking into account cavitation phenomena in pumps based on the results of experimental studies.

Theoretical analysis of the POGO stability of liquid launch vehicles and the selection of parameters of POGO suppressors (if necessary) are carried out based on a study of the “LV structure – propulsion system” linear dynamic system. The corresponding linear mathematical model of POGO oscillations of the launch vehicle describes a wide range of physical processes and phenomena of various natures that occur during LV flight in the LV structure at different filling levels of its propellant tanks and in the propulsion system [24]. This mathematical model is very complex [19]. To determine the amplitudes of POGO oscillations of the launch vehicle, we need a nonlinear dynamic model of the “LV structure – propulsion system” that accounts for the effect of limiting the growth of the POGO vibration amplitudes due to the system’s nonlinearity. The nonlinear model is more complex than the linear one and must also be non-stationary since the parameters of the longitudinal modes of the launch vehicle structure change significantly over the flight time [10, 11].

Due to the extreme complexity of developing a nonlinear model of POGO vibrations, the use of the model is observed in unique cases. These include the determination of the amplitudes of longitudinal vibrations of the Cyclone [10] and Dnepr [11] launch vehicles. Currently, the use of nonlinear models of longitudinal vibrations is justified in the case of modernizing existing launch vehicles that had acceptable values of the amplitudes of POGO vibrations.

Modernization of existing LVs for their commercial use requires significantly less time, material, and financial resources than the creation of new LVs. As a result of this modernization, the “Cyclone” and “Dnepr” liquid-propellant launch vehicles were developed by the Yuzhnoye Design Bureau and produced by the State Factory “Production Union Pivdennyi Machine-Building Plant named after O. M. Makarov” [1]. The prototype rockets of these launch vehicles were unstable to POGO vibrations, but the amplitudes of these vibrations had acceptable values [10, 11].

The modernization of these LVs is usually accompanied by an increase in the mass and dimensions of the payload and can lead to an increase in the amplitudes of POGO oscillations and an increase in their

permissible level [12, 14]. However, before the launch of the modernized LVs, it is possible to estimate the amplitude of POGO oscillations only by computation [10, 11].

Note that the POGO amplitudes of the LV oscillations are significantly influenced by a number of internal factors, the scatter of which can significantly change the value of the parameters of the POGO vibrations of the launch vehicle. Such factors include the frequencies, shapes, and decrements of the natural longitudinal vibrations of the launch vehicle structure, the characteristics of the pressurization of its propellant tanks, and the characteristics of liquid rocket propulsion systems (LRPU). The variations in these factors are due to technological reasons, variations in the tank filling level, temperature and pressure of propellants, variations in the level of pressurization of propellant tanks and engine thrust.

The purpose of the article is to develop a mathematical model and determine the scatter of POGO amplitudes of liquid-propellant launch vehicles for the case of the Dnepr launch vehicle (as the model example), caused by the scatter of a set of internal factors.

1. MATHEMATICAL MODEL OF POGO OSCILLATIONS OF THE LAUNCH VEHICLE

In this work, the determination of the scatter in the amplitudes of POGO vibrations of liquid launch vehicles, caused by the scatter combination of internal factors, was carried out using the example of the prototype rocket of the Dnepr space launch vehicle [1]. During flight tests of this launch vehicle, it was found that in the active part of its flight during the propulsion system operation of the LV stage I there are two of the POGO instability time intervals (see Fig. 1). In the first time interval (from 1 s to 30 s of LV flight), the frequencies of POGO vibrations were in the range from 9 Hz to 12 Hz. In the second time interval (from 70 s to 100 s of flight), the oscillation frequencies were in the range of 15 Hz to 20 Hz. The maximum recorded values of the POGO structure amplitudes of the acceleration oscillations in the rocket's instrument compartment were 0.6 g in the first time interval and 0.20 g in the second time interval.

The layout diagram of the LV 1st stage propulsion system under consideration is shown in Fig. 2. Its

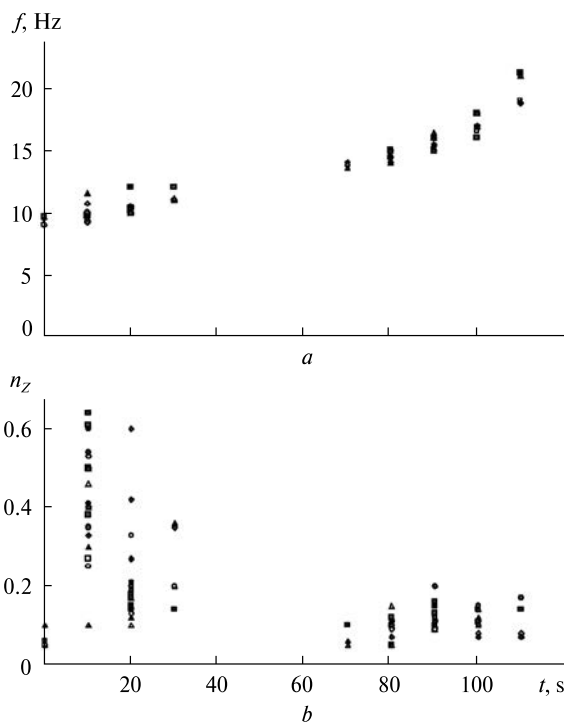


Figure 1. Experimental frequencies (a) and amplitudes of the LV POGO acceleration oscillations (b) vs. the flight time of the first stage of the “Dnepr” launch vehicle [11]

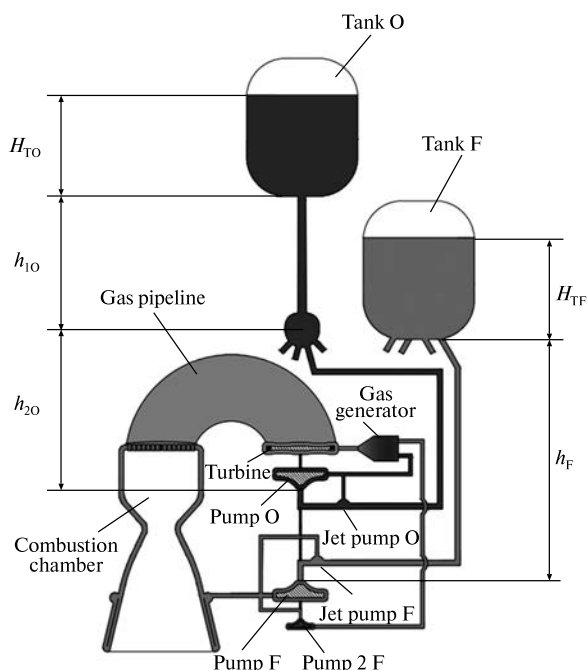


Figure 2. The computation layout schematic of the first stage propulsion system of the launch vehicle

clustered propulsion system includes four main engines, designed according to the rich-oxidizer staged propulsion schematic. The engines are supplied with oxidizer from a common main pipeline. Fuel is supplied to the engines by autonomous pipelines.

Each engine includes an oxidizer pump (in Fig. 2 designated by pump O) and first- and second-stage fuel pumps (pump F, pump 2F), which are located on the same shaft of the turbine. The working gas for operating the turbine comes from the gas generator, where gasification of the entire oxidizer and combustion of the fuel, coming from the second stage fuel pump, occurs. After performing work on the turbine, the generator gas enters the combustion chamber through the gas duct, where it interacts with the main fuel flow and creates engine thrust. At the inlet to pumps O and F, the ejector pumps O and F (jet pump O, jet pump F) are installed to increase the cavitation margins of the main pumps O and F. The active fluid for the operation of the ejector pumps is taken from the outlet of the main pumps O and F. Presented in Fig. 2, filling levels H_{TO} and H_{TF} of the O and F tanks are variable during the LV flight. The projections of the feedlines O and F onto the vertical axis are indicated by h_{1O} , h_{2O} , and h_F .

In this work, the elastic longitudinal oscillations of the LV structure as a part of the “LV structure — propulsion system” dynamic system were described according to the basic principles outlined in the work [9]. The two lower modes of the longitudinal vibrations of the LV structure were taken into account, the frequencies of which are in the same frequency range as the frequencies of the two lower modes of the oxidizer feedline and the frequency of the first oscillation mode of the fuel feedline of LV propulsion system. The equations of the forced longitudinal oscillations of the LV structure relative to the flight path time for the i -th mode of structural oscillations have the form

$$\frac{d^2 z_i}{dt^2} + \frac{\omega_i(t)\delta_i(t, n_z)}{\pi} \cdot \frac{dz_i}{dt} + \omega_i^2(t)z_i = \frac{\beta_e(t)\delta R_t}{m_{ri}(t)}, \quad (1)$$

where z_i is the longitudinal deviation of the i -th generalized coordinate of the LV structure relative to the position on the flight path, t is the LV flight time, $\omega_i(t)$ is the cyclic frequency of the i -th mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, $\beta_e(t)$ is

the shape of the i -th mode of the longitudinal oscillations of the LV structure at the place of attachment of the propulsion system, δR_t is the deviation of the total propulsion system thrust of the LV first stage, caused by the POGO oscillations of the LV, $m_{ri}(t)$ is the reduced mass of the mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, $\delta_i(t, n_z)$ is the dependence of the decrement of the i -th mode of the longitudinal oscillations of the LV structure on the flight time and the amplitude of the oscillations, which was set as follows:

$$\delta_i(t, n_z) = \delta_i(t) + a \cdot n_z^2, \quad (2)$$

$\delta_i(t)$ — the dependence of the decrement of the i -th mode of the longitudinal oscillations of the LV structure on the flight time, a is a constant coefficient determined from experimental data ($a = 0.044$).

The characteristics $\omega_i(t)$, $\delta_i(t)$, $\beta_e(t)$ and $m_{ri}(t)$ were determined for different values of the LV flight time according to work [9]. In this work, linear equations of longitudinal vibrations of the LV structure similar to (1) were used. The dependence of the decrement of longitudinal vibrations of the launch vehicle structure on the flight time and amplitude of vibrations $\delta_i(t, n_z)$ are significant nonlinearities in the problem of longitudinal vibrations of liquid-propellant rockets [11]. Their use turns the equations of longitudinal vibrations of the launch vehicle structure into nonlinear ones.

It was believed that the deviation of the engine thrust δR_t is proportional to the deviation of the pressure in the engine combustion chamber

$$\delta R_t = R_t(p_c - \bar{p}_c)/\bar{p}_c, \quad (3)$$

where p_c , \bar{p}_c is the current and nominal pressure in the chambers of the cruising engine, R_t is the total propulsion system thrust of the LV first stage.

Modeling of fluid dynamics in feedlines, taking into account wave processes in the fluid, was carried out using the impedance method [16]. At the same time, the equivalence of models with distributed and concentrated parameters was ensured in the frequency range covering the frequencies of the two lower modes of the liquid natural oscillations.

The interaction of fluid oscillations in the engine feedlines and the vibrations of the rocket structure were taken into account in the equations of motion of the propellant in each section of the feedline:

$$p_{j+1} = p_j - \frac{a_j G_j^2}{\gamma_j} + \gamma_j h_j \left(n_{cm}(t) + \frac{1}{g} \sum_{i=1}^k \beta_{ij}(t) \cdot \frac{d^2 z_i}{dt^2} \right) - J_j \frac{dG_j}{dt}, \quad (4)$$

where j is a pipeline section number, p_j , p_{j+1} are the pressure at the pipeline boundaries, a_j , J_j are coefficients of hydraulic and inertial pressure losses, G_j is the propellant flowrate at the j -th section of the pipeline, γ_j is the propellant specific weight, h_j is the height of the liquid column in the pipeline section; $n_{cm}(t)$ is the dependence of the overload of the LV center of mass on the flight time, which is determined by the results of ballistic calculations; g is the acceleration of gravity, $\beta_{ij}(t)$ is the dependence of the coefficient of the form of the j -th mode of the structural natural longitudinal vibrations on the time of flight for the j -th section of the pipeline, k is a number of considered modes of natural longitudinal oscillations of the LV structure.

Mathematical models of liquid rocket engines (LREs), used in the modeling of longitudinal oscillations of the launch vehicle, describe the dynamics of LREs at steady-state operating modes. The requirements for these models are significantly lower than for the models that describe the LRE dynamics in transient modes — in particular, at engine start-up and shutdown modes. However, a large number of various dynamic processes of different natures are observed even in steady-state engine operation mode. Mathematical modeling of these processes is the most difficult in the development of the “LV structure — propulsion system” dynamic system [3, 5]. The mathematical model of LRE low-frequency dynamics should describe liquid flows taking into account wave processes, subsonic and critical gas flows, thermophysical processes of gas formation, ignition and combustion in the gas generator and combustion chamber, mechanical processes during the operation of the turbopump unit, flow regulator and other units. Often, systems of equations describing low-frequency engine dynamics contain hundreds of differential and algebraic equations [18, 21].

A special place in the modeling of LRE dynamic processes is the taking into account cavitation phenomena in engine pumps. Due to their great flexibil-

ity, cavitation cavities with a relatively small volume completely change the LRE feedlines' oscillation frequency. Taking into account cavitation phenomena in engine pumps has been consistent with the hydrodynamic model of cavitation pumps [16] with the results of the current experimental results from work [13]. In this case, the same form of equalizing the cavitation dynamics and equalizing the dynamic pressure at the outlet of the cavitation pump, like in the paper [17], was established:

$$(1 + \alpha_p) \frac{dp_1}{dt} = \frac{G_1 - G_2}{C_b} + R_{b1} \frac{dG_1}{dt} + R_{b2} \frac{dG_2}{dt},$$

$$p_2 = p_1 + p_p \cdot \tilde{p}_p(V_b) - J_p \frac{dG_2}{dt}, \quad (5)$$

where p_1, G_1 are the pressure and fluid flowrate at the pump inlet, p_2, G_2 are the pressure and liquid flowrate at the pump outlet, $p_p, \tilde{p}_p(V_b)$ are the pressure and cavitation function of the pump, V_b is a cavitation volume, J_p is the coefficient of liquid inertial resistance in the flow part of the pump, α_p is a dynamic coefficient

$$\alpha_p = \partial(B_1 T_b) / \partial p_1 (G_1 - G_2);$$

$C_b = -\gamma / B_1$ is cavitation compliance, R_{b1} , R_{b2} , B_2 are cavitation resistance coefficients:

$$B_2(p_1, G_1) = \partial p_1 / \partial G_1,$$

$$R_{b1} = B_2 - B_1 \cdot T_b / \gamma + \partial p_{bd} / \partial G_1 - \partial(B_1 T_b) / \partial G_1 (G_1 - G_2),$$

$$R_{b2} = B_1 \cdot T_b / \gamma;$$

B_1, T_b — elasticity and the time constant of cavitation cavities, γ is the specific gravity of the liquid, p_{bd} is the pump breakdown pressure.

In LREs, based on a rich-oxidizer staged combustion schematic, the operating process in the gas generator must be described in terms of conversion time delay (of liquid propellant to combustion products) and the residence time of the gas in the ignited volume of a gas generator

$$\frac{dp_{gg}}{dt} = \frac{(RT)_{gg}^*}{V_{gg}} (G_{gg^o}^* + G_{ggf}^* - G_t^*); \quad (6)$$

$$(RT)_{gg} = f(k_{gg}), \quad k_{gg} = \frac{G_{gg^o}^*}{G_{ggf}^*},$$

$$\tau_c^{gg} \cdot \frac{dG_{gg^o}^*}{dt} + G_{gg^o}^* = G_{gg^o}, \quad \tau_c^{gg} \cdot \frac{dG_{ggf}^*}{dt} + G_{ggf}^* = G_{ggf}, \quad (7)$$

$$\tau_s^{gg} \cdot \frac{d(RT)_{gg}^*}{dt} + (RT)_{gg}^* = (RT)_{gg}, \quad (8)$$

$$G_t^* = F_{gg} \sqrt{g \frac{2\kappa_{gg}}{\kappa_{gg} - 1} \cdot \frac{p_{gg}^2}{(RT)_{gg}^*} \left[\left(\frac{p_{gc}}{p_{gg}} \right)^{\frac{2}{\kappa_{gg}}} - \left(\frac{p_{gc}}{p_{gg}} \right)^{\frac{\kappa_{gg} + 1}{\kappa_{gg}}} \right]}, \quad (9)$$

where p_{gg} , $(RT)_{gg}$, κ_{gg} are the pressure, efficiency, and adiabatic index of combustion products in the gas generator, V_{gg} , F_{gg} are the volume and critical cross-sectional area of the gas generator, k_{gg} is the propellant ratio in the gas generator, G_{ggo} , G_{ggt} are flowrates of liquid propellant components in the LRE gas generator; G_t is the gas flowrate at the gas generator exit, p_{gc} is the gas pressure in the gas pipeline, τ_c^{gg} is a time of conversion of liquid propellant components into gaseous ones, τ_s^{gg} is the residence time of combustion gases in the generator.

Operation processes in the gas manifold are described by a system of equations similar to system (6)–(9).

For rich-oxidizer staged propulsion engines, taking into account the time delay of propellant gasification and the gas residence time in equations of the gas generator dynamics and the gas manifold is mandatory. It is important that, in such engines, the gas generator, gas duct, and turbopump unit create an additional closed internal engine combustion circuit. The time of mixing and the gas residence time τ_c^{gg} , τ_s^{gg} in the gas generator and gas manifold τ_c^{gc} , τ_s^{gc} , as well as the moment of turbopump unit rotor inertia, determine the frequency of the oscillating circuit. This circuit can strongly influence the engine gain factor, and errors in determining its characteristics can distort the results of determining the amplitudes of longitudinal oscillations. Delays in the equations of the dynamics of the combustion chamber do not have a noticeable effect on the engine dynamic gain since their values are much smaller, and the combustion chamber is not included in the specified circuit [18]. Work processes in the combustion chamber are described by a system of equations similar to (6)–(9), but without taking into account delays.

The complete system of equations (1)–(9), describing the POGO vibrations of the analyzed launch

vehicle, contains more than 100 ordinary differential equations with variable coefficients, while the dynamic processes of each of the four rocket engines are modeled separately.

2. INTERNAL FACTORS INFLUENCING THE SCATTER OF AMPLITUDES OF POGO OSCILLATIONS OF THE LIQUID LAUNCH VEHICLE

Due to the uniqueness of the realization of the loss of POGO stability by different liquid LVs, the list of internal factors that affect the spread of amplitudes of POGO oscillations in each specific case may be different. In addition, the list of internal factors also depends on the calculation scheme and the content of the mathematical model of POGO oscillations of the launch vehicle.

In particular, in the “LV structure — propulsion system” dynamic system, the longitudinal oscillations of the LV structure can be modeled on the basis of various calculation schemes. If the modeling of the POGO oscillations of the rocket is performed taking into account the individual longitudinal modes of its structure (as in this case), then in the calculation scheme, the elastic oscillations of the structure are simulated by their mechanical analogues — several oscillators with damping — and are described accordingly by several equations of oscillating links. In this case, the internal factors influencing the amplitudes of POGO oscillations of the LV on the part of the structure are the frequencies, decrements, and shapes of its natural longitudinal oscillations. If a more detailed calculation scheme of the LV structure is used in the modeling of the POGO oscillations, in which it is represented by a branched chain or a complex multi-link system of finite elements (for example, [8]), then such factors are the elastic-mass characteristics and damping coefficients of the oscillations of these elements.

Internal factors should also include propellant tank pressures, which scatter of values affects cavitation phenomena in pumps and changes the natural frequencies of liquid oscillations in engine propulsion systems with oxidizer and fuel feedlines.

In [20], the influence of such internal factors as the temperature of the combustion products in the gas generator and the combustion chamber of the engines, the efficiency and pressure of the pumps,

the area of the nozzle apparatus of the turbines, etc., are considered. It shows that the number of internal factors that significantly affect the thrust scatter of an engine installation can number several dozen, especially if the engine installation includes several engines. In this work, when determining the scatter of the POGO amplitudes of the LV, as internal factors related to the engines, we will consider only the specific thrust impulses J of the engines, which integrally contain the above-mentioned internal factors.

Let's assume that each of the engines, which is part of the clustered propulsion system, despite some geometric and operation mode differences of these engines, provides a given thrust P thanks to the LV control system. This can be achieved by changing the amount of propellant flow rates through the engines. From the formula for determining the specific impulse $J = P/G_{\Sigma}$ (where G_{Σ} is the total propellant flow rate through the engine), it is possible to determine the relationship between the scatter of the values of the specific impulse δJ and the scatter of the total propellant flowrate δG_{Σ}

$$\delta J = -(P/G_{\Sigma}^2)\delta G_{\Sigma}$$

or

$$\delta G_{\Sigma} = -(G_{\Sigma}^2/P)\delta J.$$

In addition, we believe that during the propulsion system operation of the LV 1st stage, the flow rate ratio $k = G_O/G_F$ is ensured (where G_O, G_F are the flow rates of the oxidizer and fuel through the engine). Then the scatter of the oxidant and fuel flow rate values will be determined by the relations

$$\delta G_O = \delta G_{\Sigma} / (1 + 1/k)$$

and

$$\delta G_F = \delta G_{\Sigma} / (1 + k).$$

Scatters of values of the specific impulse of the engine traction are determined by regulatory documents. Using them, we will get the propellant scatters of δG_O and δG_F , which can easily be used in the mathematical model of the "LV structure — propulsion system" dynamic system to determine the LV POGO amplitudes.

Table 1 presents the most significant internal factors, the effect of which was taken into account for determining the scatter of POGO amplitudes of the analyzed LVs, and their marginal deviations.

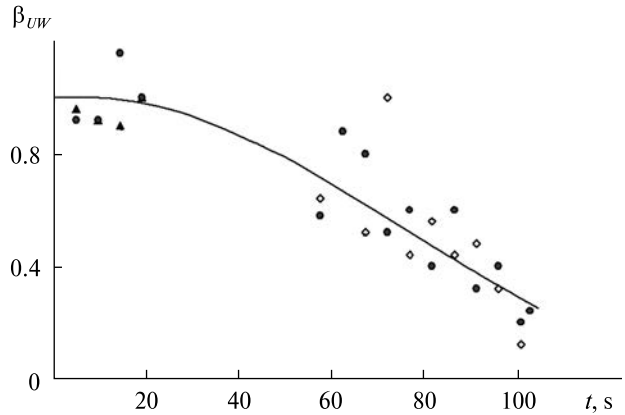


Figure 3. The first mode of longitudinal vibration shape of the launch vehicle structure at the payload section vs. the flight time of the launch vehicle first stage (experimental data and curve used in calculations)

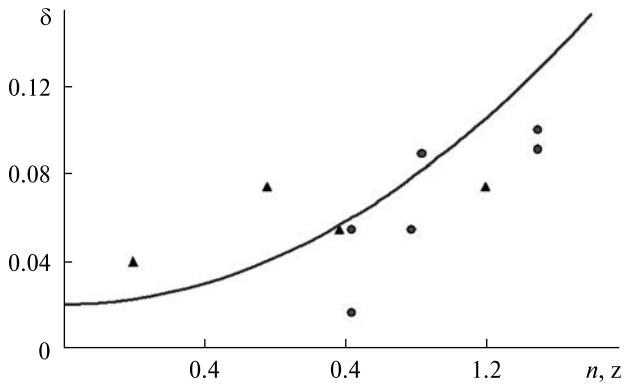


Figure 4. The first mode decrement of the of longitudinal vibrations of the launch vehicle structure vs. the longitudinal vibrations amplitude (experimental data and curve used in calculations)

Determining the scatter of internal factors is a separate task in general. In this work, the assessment of their limit values was carried out as follows. The scatter of natural frequencies of the longitudinal vibrations of the LV structure was estimated according to experimental data (see Fig. 1, a) and was 0.5 Hz. Fig. 3 presents the experimental values and the calculation curve of the dependence of the oscillation shape of the I mode of the longitudinal oscillations of the LV structure in the cross-section corresponding to the location of the LV payload, on the time of the rocket flight. The maximum scatter of its values, as well as the scatter of the values of other shapes of the

Table 1. Internal factors taken into account for determining the scatter of POGO amplitudes of the LV

No	Name of the factor	Limit deviations	Marking
1	The natural frequency of the 1st mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, Hz	± 0.5	x_1
2	The natural shape of the 1st mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, which corresponds to the oxidizer feedline, %	± 10	x_2
3	The natural shape of 1st mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, which corresponds to the oxidizer tank, %	± 10	x_3
4	The natural shape of 1st mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, which corresponds to the fuel tank, %	± 10	x_4
5	The natural shape of 1st mode of the longitudinal oscillations of the LV structure, which corresponds to the LV payload, %	± 10	x_5
6	The decrement of the first mode of the natural longitudinal oscillations of the LV structure, %	± 40	x_6
7	Pressure in the oxidizer tank, bar	± 0.25	x_7
8	Pressure in the fuel tank, bar	± 0.20	x_8
9	The oxidizer flow rate through the engine № 1, %	± 4.0	x_9
10	Fuel flow rate through the engine № 1, %	± 4.0	x_{10}
11	The oxidizer flow rate through the engine № 2, %	± 4.0	x_{11}
12	Fuel flow rate through the engine № 2, %	± 4.0	x_{12}
13	The oxidizer flow rate through the engine № 3, %	± 4.0	x_{13}
14	Fuel flow rate through the engine № 3, %	± 4.0	x_{14}
15	The oxidizer flow rate through the engine № 4, %	± 4.0	x_{15}
16	Fuel flow rate through the engine № 4, %	± 4.0	x_{16}

form of the I mode of the longitudinal vibrations of the LV structure (see Table 1), was taken to be equal to 10 % of the calculated nominal values. Experimental data and calculation curve (see Fig. 4) regarding the dependence of the decrement on the POGO amplitude of oscillations were used to estimate the scatter of the values of the decrement of the I mode of the longitudinal oscillations of the LV structure. According to this estimate, the maximum scatter of the values of the decrement of oscillations is 40 %. Scatterers of pressures in propellant tanks (as well as scatterers of the specific thrust impulse or propellant flow rates) were determined by regulatory documents.

The calculations showed that for the considered internal factors, the frequency and decrement of the longitudinal oscillations of the LV structure, as well as the shapes of natural longitudinal oscillations corresponding to the location of the oxidizer feedline, have the greatest influence (within the specified scatter) on the scatter of the POGO amplitudes.

The pressures in the tanks of the propellants and the specific thrust impulses of the engines have the least influence. The degree of influence of the specified internal factors was assessed based on the results of calculations of the POGO amplitudes at extreme changes in the values of each individual parameter, according to Table 1.

3. THE METHOD OF DETERMINING THE SCATTER OF INTERNAL FACTORS

Let's assume that the nonlinear mathematical model of the "LV structure — propulsion system" dynamic system, based on which the POGO amplitudes of the liquid LV are evaluated, contains n internal factors $\alpha_1, \dots, \alpha_n$. The set of points A_i with Cartesian coordinates $\alpha_{1,i}, \dots, \alpha_{n,i}$ forms an n -dimensional space of parameters. In fact, the values of the parameters $\alpha_1, \dots, \alpha_n$ change within limited limits and belong to the admissible set \mathbf{P} , which is an n -dimensional region of the parameter space:

$$\mathbf{P} = \{ \alpha_1, \dots, \alpha_n : \alpha_j^{\min} \leq \alpha_j \leq \alpha_j^{\max}, j = 1, \dots, n \}. \quad (10)$$

A direct approach to determining the scatter of POGO amplitudes of liquid launch vehicles consists of implementing various combinations of values of external and internal factors from the admissible set (10). Values of imprecisely specified parameters (trial points) can be chosen based on a random search, while the search will be more effective the more uniformly their values are located in the parameter space [25]. In both cases, the solution to the problem of determining the scatter of POGO amplitudes of the liquid launch vehicle, due to the scatter of internal factors, requires a large number of calculations and is quite time-consuming, even with a relatively small number of varied parameters.

In this work, it is proposed to use a space probing method, which is called LP-search, to select test points $\alpha_1, \dots, \alpha_n \in \mathbf{P}$. This method is implemented for a one-dimensional cube. The points of LP τ -sequences are used as test points in the n -dimensional cube. LP τ -sequences are the most evenly distributed among all currently known sequences. Their use has an advantage compared to the simplest random search and is much more efficient than uniform cubic lattices for $n > 1$ [25].

Different combinations of deviations of each of the internal factors determine various combinations of the values of the varied parameters when calculating the POGO amplitudes. Combinations of deviations of parameters reduced to a dimensionless form were determined by LP τ -sequences, which were constructed

in a unit cube K^n according to [25]. The use of LP τ -sequences makes it possible to cover the deviations of internal factors more evenly with a smaller number of implementations. The calculation algorithm is presented in [25], and Table 2 shows a set of combinations of internal factors when calculating amplitudes of longitudinal oscillations obtained using LP τ -sequences. Each row of the table determines the coordinates (x_1, x_2, \dots, x_n) of one point of the n -dimensional unit cube and specifies one of the options for implementing the deviations of the internal factors. Each column of the table specifies one coordinate of a point in the n -dimensional unit cube for all variants of realizations of deviations of internal factors.

The data in Table 2 are used as follows. Let us denote the internal factors of the system given in Table 1, variables y_1, y_2, \dots, y_{16} . Then, if the scatter of internal factors is specified in absolute values, the current value of the parameter y_i , chosen taking into account the possible scatter of its values, is determined by the formula

$$y_i = \bar{y}_i + 2\Delta x_i(x_i - 0.5),$$

where \bar{y}_i is the nominal value of the parameter, Δx_i is the boundary deviation of the parameter from the nominal value, x_i is the number from the x_i -th column of Table 2.

If the scatter of internal factors is specified as a percentage of the nominal value, then the current value of the parameter is determined by the formula

$$y_i = \bar{y}_i [1 + 2\Delta x_i(x_i - 0.5)].$$

Table 2. A set of scatters for combinations of internal factors for determining the scatter of POGO amplitudes of the liquid LV

Variant number	Coordinates of points of LP τ -sequence							
	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	x_6	...	x_{16}
1	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	...	0.5
2	0.25	0.75	0.25	0.75	0.25	0.75	...	0.25
3	0.75	0.25	0.75	0.25	0.75	0.25	...	0.75
4	0.125	0.625	0.875	0.875	0.625	0.125	...	0.375
5	0.625	0.125	0.375	0.375	0.125	0.625	...	0.875
6	0.375	0.375	0.625	0.125	0.875	0.875	...	0.125
...	0.563
255	0.996	0.004	0.770	0.582	0.574	0.746	...	0.063
256	0.002	0.502	0.908	0.857	0.346	0.627	...	0.688

4. RESULTS OF DETERMINING THE SCATTER OF POGO AMPLITUDES

Based on the results of mathematical modeling of the developed “LV structure — propulsion system” non-linear non-stationary dynamic system, the dependence of the POGO amplitudes of the prototype of the “Dnipro” space LV on the flight time (during the operation of its engines of the LV 1st stage) with various combinations of scatters of internal factors was determined. According to the results of calculations, as well as according to the results of experiments, two-time intervals of instability of the system were obtained (see Fig. 5). Note that the LV instability of the investigated system in the first interval was obtained for all considered combinations of internal factor scatters, and the calculated limits of the first interval of LV instability are close to the experimen-

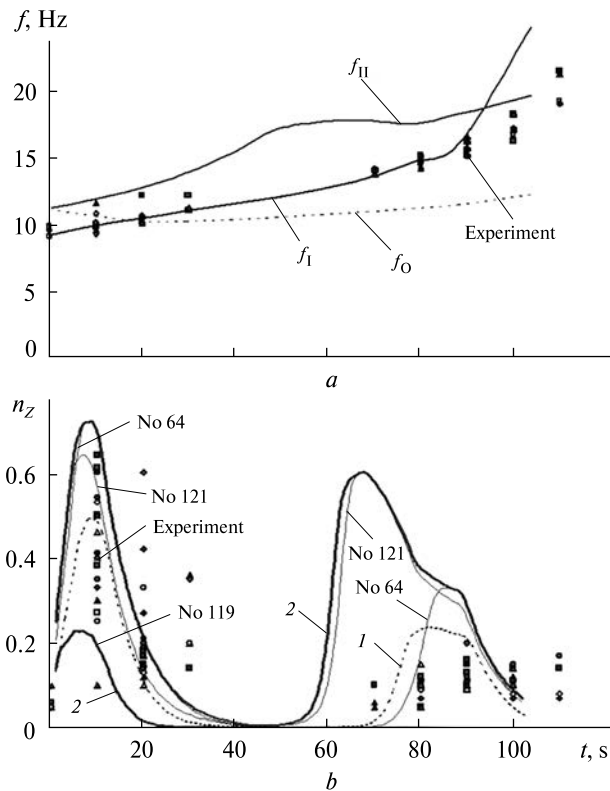


Figure 5. Oxidizer feedline oscillation frequencies f_o , the launch vehicle structure f_I, f_{II} (a) and longitudinal acceleration amplitudes (b) vs. the flight time of the first stage launch vehicle: 1 is without taking into account the internal factors spread, 2 is lower and upper envelope curves

tal ones obtained from the results of the 20 rocket launches. The second interval of dynamic system instability is absent in some variants of the combination of scatters of internal factors. Compared with the experimental data, the calculated boundaries of the second interval are noticeably wider, and the calculated POGO amplitudes of the LV reach their maximum values somewhat earlier.

The lower and upper enveloping curves were constructed for the dependence of the POGO amplitudes of the LV analyzed (see Fig. 5, b, curves 2). It is shown that in the first time interval of POGO instability, the maximum values of calculated POGO amplitudes are in the range from 0.23 g to 0.72 g (the value 0.49 g is without taking into account the scatter of internal factors, curve 1 in Fig. 5, b), and in the second interval of POGO instability is in the range from 0 g to 0.60 g (the value 0.24 g is without taking into account the scatter of internal factors). These enveloping curves for the dependences of the POGO amplitudes in both flight time intervals of POGO instability cover most of the results of 20 launches of this liquid rocket (see Fig. 5, b, curves 2).

Variants of combinations of scatters of internal factors were analyzed, in which the largest and smallest values of POGO amplitudes were obtained. In particular, it was established that in the first time interval of instability, the amplitudes reached their maximum values (option No. 64) when the frequency and decrement of the first mode of the POGO vibrations of the LV structure were close to the lower limit of the range of their possible values, and the shape coefficient of the structural vibrations in the section corresponding to the location of the instrument compartment is to the upper limit (see Table 3). The minimum values of POGO amplitudes (option No. 119) were recorded

Table 3. Variants of combinations of the most important internal factors, in which the maximum and minimum values of the POGO amplitudes of the liquid LV are recorded

Variant number	Coordinates of points of LP τ -sequence					
	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	x_6
64	0.008	0.664	0.523	0.383	0.977	0.195
119	0.930	0.055	0.227	0.336	0.180	0.961
121	0.617	0.617	0.164	0.148	0.992	0.023

when the frequency and decrement of I mode of the POGO oscillations of the LV structure were close to the upper limit of the range of their possible values, and the coefficients of the form of oscillations of the LV structure, which correspond to the location of the LV instrument compartment and the oxidizer feedline is to the lower limit (see Table 3). In the second time interval of instability, the maximum value of the amplitude (option No. 121) was reached for small (close to the lower limit) values of the decrement of the I mode of the LV structure longitudinal vibrations, as well as large (close to the upper limit) values of the oscillation shape, which corresponds to the location of the LV instrument compartment (see Table 3). Table 3 presents the value of only the first six internal factors, the influence of which is the greatest.

The influence of the scatter of the engine-specific thrust impulse does not have a significant effect on the scatter of the POGO amplitudes of the considered LV due to the relatively small value of this scatter. For the same reason, no noticeable differences were observed in the oscillations of engine parameters among themselves and the interaction of the oscillation systems of different engines.

CONCLUSIONS

1. A non-linear, non-stationary mathematical model of LV longitudinal oscillations for the prototype of the Dnipro space launch vehicle was developed. It took into account two lower modes of oscillations of the LV structure, two lower oscillation modes of the oxidizer feedline, and the first oscillation mode of the fuel feedline. Modeling of dynamic processes of the propulsion system with the four rich-oxidizer staged propulsion LRE was carried out, taking into account pump cavitation phenomena, gasification time delays of the propellants, and the gas residence time delays in gas generators.

2. A method for determining the scatter in the amplitudes of POGO vibrations of liquid launch vehicles due to the action of scatter combination of internal factors has been developed. Frequencies, decrements, and the shapes of the longitudinal natural vibrations of the launch vehicle structure, the propellant tanks' pressurization, and the specific thrust impulses of the engines were considered as internal factors. The method is based on the use of $LP\tau$ uniformly distributed sequences that is much more efficient compared to random search.

3. Based on the results of calculations, the dependence of the amplitudes of POGO oscillations of the considered launch vehicle in two LV flight time instability intervals was determined, and the lower and upper enveloping curves for the POGO amplitudes were constructed. It is shown that the maximum POGO amplitudes in the first time interval of LV instability lie in the range from 0.23 g to 0.72 g and in the second time of LV instability — from 0 g to 0.60 g. Variants of combinations of internal factor scatters, which obtained the largest and smallest amplitudes of continuous oscillations, were analyzed. This made it possible to determine the internal factors, the scatter of which has the greatest influence on the scatter of the POGO amplitudes of the LV: frequency, decrement, the shape of oscillations of the oxidizer feedline and in the section of the payload on the 1st mode of the longitudinal oscillations of the LV structure.

4. Taking into account the noticeable scatter in the amplitudes of the POGO vibrations of the Dnepr launch vehicle due to the scatter of internal factors, it is recommended that in case of determining the POGO amplitudes of other launch vehicles, it is recommended to carry out mathematical modeling not only at nominal operating modes but also to take into account the inevitable scatter of initial data, external conditions and characteristics of the research objects.

REFERENCES

1. Degtyarev A. V. (2014). *Rocket technology. Problems and Prospects*. Dnepropetrovsk: ART-PRESS, 420 p. [in Russian].
2. Dordain J., Lourme D., Estoueig C. (1974). Etude de l'effet POGO sur les lanceurs EUROPA II et DIAMANT B. *Acta Astronautica*, 1, No. 11–12, 1357–1384.
3. Kolesnikov K. S. (1980). *Dynamics of rockets*. M.: Mechanical Engineering, 376 p. [in Russian].
4. Lee H. J., Jung T. K., Menshikova O. M., Kim Y. W., Cho I. H. Oh S. H., Lee D. S. (2002). Pogo Analysis on the KSR-III Propulsion Feeding System. *J. Korean Soc. Propulsion Engineers*, 6, No. 3, 45–52.

5. Liu T., Liu J.-F., Di W.-B., Tang G.-A., Song L.-Y. (2020). Pogo Stability Approaches for the Strap-On Launch Vehicle with Staged Combustion Cycle Engines. *J. Spacecraft and Rockets* (publ. online 25 May 2020). <https://doi.org/10.2514/1.A34551>
6. Muller S., Brévière F., Kernilis A., Lemoine N. (2010). Influence of pump cavitation process on POGO diagnosis for the A5E/CA upper stage. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (25–28 July 2010, Nashville). *AIAA* 2010-6892.
7. Natanzon M. S. (1977). *Longitudinal self-oscillations of a liquid-propellant rocket*. M.: Mechanical Engineering, 208 p. [in Russian].
8. Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoryak N. V. (2018). Computation of the POGO self-excited oscillation parameters in dynamic “propulsion — rocket structure” system by using of 3D structural model. *Technical Mechanics*, No. 2, 17–29. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017>
9. Oppenheim B. W., Rubin S. (1993). Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets. *AIAA J. Spacecraft and Rockets*, **30**, No. 3, 360–373. <https://doi.org/10.2514/3.25524>
10. Pilipenko V. V., Dovgotko N. I., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Serenko V. A., Khoryak N. V. (1999). Theoretical computation of the amplitudes of Pogo vibrations of liquid launch vehicles. *Space Science and Technology*, **5**, No. 1, 90–96 [in Russian].
11. Pilipenko V. V., Dovgotko N. I., Nikolayev O. D., Dolgoplov S. I., Khoryak N. V., Serenko V. A. (2000). Theoretical determination of dynamic loads (longitudinal vibration accelerations) on the structure of a liquid-propellant rocket RS-20 on the active part of its flight trajectory. *Technical Mechanics*, No. 1, 3–18 [in Russian].
12. Pilipenko V. V., Dovgotko N. I., Pylypenko O. V., Nikolayev O. D., Pirog V. A., Dolgoplov S. I., Khodorenko V. F., Khoryak N. V., Bashliy I. D. (2011). Theoretical forecast of longitudinal vibration accelerations of a spacecraft when it is launched into a working orbit by a liquid-propellant space rocket “Cyclone-4”. *Technical Mechanics*, No. 4, 30–36 [in Russian].
13. Pilipenko V. V., Dolgoplov S. I. (1998). Experimental and computational determination of the coefficients of the equation of dynamics of cavitation cavities in inducer-centrifugal pumps of various sizes. *Technical Mechanics*, No. 8, 50–56 [in Russian].
14. Pilipenko V. V., Dolgoplov S. I., Khoryak N. V., Nikolayev O. D. (2008). Mathematical modeling of longitudinal oscillations of a liquid-propellant rocket with two-frequency instability of the ‘rocket engine - rocket structure’ dynamic system. *Aviation and Space Technology and Technology*, **10**(57), 12–16 [in Russian].
15. Pilipenko V. V., Zadontsev V. A., Dovgotko N. I., Grigoriev Yu. E., Manko I. K., Pylypenko O. V. (2001). Dynamics of liquid-propellant rocket propulsion systems and Pogo stability of liquid-propellant launch vehicles. *Technical Mechanics*, No. 2, 11–37 [in Russian].
16. Pilipenko V. V., Zadontsev V. A., Natanzon M. S. (1977). *Cavitation oscillations and dynamics of hydraulic systems*. M.: Mechanical Engineering, 352 p. [in Russian].
17. Pylypenko O. V., Dolgoplov S. I., Khoryak N. V., Nikolayev O. D. (2021). Methodology for determining the scatter of internal and external factors into the thrust scatter of a single rocket engine during start-up. *Technical Mechanics*, No. 4, 7–17. <https://doi.org/10.15407/itm2021.04.007>
18. Pylypenko O. V., Prokopchuk A. A., Dolgoplov S. I., Khoryak N. V., Nikolayev O. D., Pisarenko V. Yu., Kovalenko V. N. (2017). Mathematical modeling and stability analysis of low-frequency processes in a staged propulsion rocket engine. *Vestnik Dvigatelistroeniya*, No. 2, 34–42 [in Russian].
19. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. (2020). Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle. *Space Science and Technology*, **26**, No. 4 (125), 3–20. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003>
20. Pylypenko O. V., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Kvasha Yu. A., Bashliy I. D. (2022). Determination of the Thrust Spread in the Cyclone-4M First Stage Multi-Engine Propulsion System During its Start. *Sci. Innov*, **18**, No. 6, 97–112. <https://doi.org/10.15407/scine18.06.097>
21. Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. (2021). Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle. *Space Science and Technology*, **27**, No. 6 (133), 3–15. <https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003>
22. Rong K. L., Zhang J. H., Ma J. M., Wang J. M., Wang M. K. (2011). Research on Pogo Problem for CZ-2F Rocket. *Manned Spaceflight*, No. 17, 8–18.
23. Rubin S. (1966). Longitudinal Instability of Liquid Rockets Due to Propulsion Feedback (POGO). *J. Spacecraft and Rockets*, **3**, No. 8, 1188–1195. <https://doi.org/10.2514/3.28626>
24. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova M. V., Dyatlov V. G. (1978). *Theory of automatic control of rocket engines*. M.: Mashinostroenie, 288 p. [in Russian].

25. Sobol I. M., Statnikov R. B. (1981). *Selection of optimal parameters in problems with many criteria*. M.: Nauka, 110 p. [in Russian].
26. Tang Y., Li M., Wang L., Zhang Y., Fang B. (2017) Modeling and Stability Analysis of Pogo Vibration in Liquid-Propellant Rockets with a Two-Propellant System. *Trans. Jap. Soc. Aero. Space Sci.*, **60**, No. 2, 77–84.
27. Ujino T., Morino Y., Kohsetsu Y., Mori T., Shirai Y. (1989). *POGO Analysis on the H-II Launch Vehicle*. 30th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Mobile, USA, 460–467.
28. Wang Q., Tan S., Wu Z., Yang Y., Yu Z. (2015) Improved modelling method of Pogo analysis and simulation for liquid rockets. *Acta Astronautica*, **107**, No. 2, 262–273. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actastro.2014.11.034>
29. Xu D., Hao Y., Tang G. (2015) New Pogo Analysis Method Using Rational Fitting and Three-Dimensional Tank Modeling. *AIAA J.*, **53**, No. 2, 405–412. <https://doi.org/10.2514/1.J053046>

Стаття надійшла до редакції 04.12.2023

Після доопрацювання 07.02.2024

Прийнято до друку 14.02.2024

Received 04.12.2023

Revised 07.02.2024

Accepted 14.02.2024

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

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

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

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

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

ВИЗНАЧЕННЯ РОЗКИДУ АМПЛІТУД ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ ЗА РАХУНОК ВПЛИВУ РОЗКИДУ ВНУТРІШНІХ ФАКТОРІВ

З проблемою забезпечення стійкості щодо поздовжніх коливань рідинних ракет-носіїв (РН) стикалися практично всі розробники РН. На рівень амплітуд поздовжніх коливань (АПК) РН можуть суттєво впливати розкиди внутрішніх факторів. Метою статті є розробка математичної моделі та визначення розкиду амплітуд поздовжніх коливань рідинних ракет-носіїв на прикладі РН «Дніпро», викликаного розкидом сукупності внутрішніх факторів. У роботі розроблено нелінійну нестационарну математичну модель поздовжніх коливань прототипу космічної РН «Дніпро». У цій моделі враховувалися два нижчі тони коливань конструкції РН і два нижчі тони коливань окислювача і перший тон коливань пального. Моделювання динамічних процесів у зв'язці із чотирьох рідинних ракетних двигунів, виконаних за схемою з допалюванням генераторного газу, проведено з урахуванням кавітаційних явищ у насосах двигунів та часів запізнювань у вогневих порожнинах газогенераторів. Розроблено метод визначення розкиду АПК рідинних РН, зумовленого дією внутрішніх факторів, який базується на використанні рівномірно розподілених LP τ -последовностей. В якості внутрішніх факторів були розглянуті частоти, декременти та коефіцієнти форм власних поздовжніх коливань корпусу РН, тиски наддуву паливних баків та питомі імпульси тяги двигунів. За результатами розрахунків визначено залежність АПК розглянутої РН у двох областях нестійкості та побудовано нижню і верхню обвідну криві для АПК. Показано, що максимальні амплітуди поздовжніх коливань у першій області нестійкості лежать в діапазоні від 0.23 до 0.72g і в другій області нестійкості — від 0 до 0.60g. Проаналізовано варіанти поєднань розкидів внутрішніх факторів, за яких було отримано найбільші та найменші значення АПК. Це дозволило визначити внутрішні фактори, розкид яких найбільше впливає на розкид АПК: частота, декремент, коефіцієнти форми коливань живильного трубопроводу окислювача і у перерізі корисного навантаження на I тоні поздовжніх коливань корпусу РН.

Ключові слова: рідинна ракета-носій, поздовжні коливання, рідинна ракетна двигунна установка, математичне моделювання, внутрішні фактори, розкид амплітуд поздовжніх коливань.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.016>

J. SOLIZ, Senior Researcher

E-mail: jorgesoliz@upb.edu

A. JAIMES, Assistant Researcher

E-mail: alejandrojaimes1@upb.edu

M. CUIZA, Assistant Researcher

E-mail: mishelcuiza1@upb.edu

Centro de Control y Monitoreo de Satélites, Universidad Privada Boliviana
Cochabamba, Bolivia

SP-SAT: DEVELOPMENT OF AN EDUCATIONAL SATELLITE

In Bolivia, as in several other Latin American nations, there is a growing trend of burgeoning space projects and a rising interest among young students in the aerospace domain. Consequently, there arises an imperative to cultivate a new generation of space professionals. However, the exorbitant costs associated with the equipment utilized in these projects render them inaccessible to a vast majority of interested students, including CubeSat kits, educational satellites, satellite kits, among others. Consequently, alternatives like educational satellites have emerged to simulate the satellite design, construction, testing, launch, and operation processes on a scale conducive to student involvement. The primary challenge faced by students lies in integrating the essential subsystems of a satellite, encompassing power supply, sensors, and communication systems, within the confines of limited space. Considering this, the design and construction of an educational satellite with its respective signal reception equipment was developed. The equipment designed and manufactured is a low-cost one so that universities and educational centers could acquire it. This equipment educational kit is called SP-SAT (Space Program — educational satellite kit). This real satellite simulator offers a wide variety of educational activities. The kit's equipment is distributed in two systems: 1) Space Segment, which consists of an Onboard Computer (OBC), Electrical Power System (EPS), Communications System (COMM), Experiment Plate (PYL), Complete PLA plastic structure (3D printed), rods, bolts, and nuts. 2) Ground segment: This segment includes all the equipment that is part of the ground station, which will receive data from the satellite.

Keywords: classroom satellite, educational satellite, picosatellites, low-cost satellite.

INTRODUCTION

The aerospace field has historically catalyzed some of humanity's most remarkable achievements. Regrettably, its development lags in numerous South American nations, primarily attributable to economic constraints. Nonetheless, several academic institutions in South America have endeavored to advance aerospace engineering through initiatives focused on low-cost projects, often commencing with picosatellite missions.

Satellites are categorized based on their application, characteristics, orbit, and weight. Regarding application, they include meteorological, communication, navigation, earth observation, and astronomical satellites. Character classifications encompass military, governmental, and civil satellites. Orbit types consist of low, medium, geosynchronous, and highly elliptical orbits. Weight classification, often considered the most utilized, is detailed by mass, with large satellites exceeding 1000 kg, medium satellites rang-

Цитування: Soliz J., Jaimes A., Cuiza M. SP-SAT: Development of an educational satellite. *Space Science and Technology*. 2024. 30, No. 3 (148). P. 16–21. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.016>

© Publisher ПН «Академперіодика» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ing from 500 to 1000 kg, and small satellites falling below 500 kg. Further subcategories include minisatellites (100 to 500 kg), microsatellites (10 to 100 kg), nanosatellites (1 to 10 kg), picosatellites (100 g to 1 kg), femtosatellites (10 to 100 g), attosatellites (1 to 10 g), and zeptosatellites (0.1 to 1 g), as specified by [9] and supported by [3, 7].

Nowadays, the imperative to develop Pico, Nano, and Microsatellites is paramount, serving as a means to facilitate access to space and sustain space exploration endeavors for academic institutions and smaller nations [6]. Programs such as The Open Prototype for Educational NanoSats (OPEN) are dedicated to fostering the advancement of educational, governmental, and commercial nanosatellites. This initiative is grounded in the recognition that such endeavors not only stimulate societal progress but also significantly contribute to educational enrichment [1]. Different investigations, such as [10], have elucidated various educational outcomes stemming from student engagement in a small spacecraft development program. These include enhanced confidence in contributing to scientific endeavors, improved ability to articulate scientific concepts, strengthened collaborative skills, heightened confidence in succeeding in future science courses, increased capacity for independent work, and the cultivation of patience in navigating the deliberate pace of research.

An exemplary instance of a small spacecraft development program is exemplified by the creation of an “Educational Satellite” — a simulated model mirroring the subsystems of an actual satellite intended for terrestrial purposes. This model serves as a practical tool for familiarizing students with aerospace concepts, enabling them to engage in cost-effective simulations of space missions, as well as to design and evaluate customized components. Studies such as [4] aim to devise more accessible solutions for picosatellites, leveraging kits such as the PocketQubes. Currently, there exist many educational satellites available from different companies, the best known being EyaSat. This is a fully functional nanosatellite designed for teaching spacecraft systems engineering in the classroom and laboratory. EyaSAT was co-developed between the U.S. Air Force Academy and Colorado Satellite Services. EyaSAT demonstrates six traditional satellite subsystems of a satellite bus: Structural,

Electrical Power (EPS), Data Handling (DH), Communications (COMM), Attitude Determination and Control (ADCS), and Thermal subsystems [2].

Unfortunately, obtaining these educational satellites implies an elevated cost, ranging from 8000 up to 12000 dollars. For this reason, this paper presents a low-cost kit that aims to inspire and motivate university and other young students to get familiarized and involved with satellite missions. Specifically, the design and manufacturing of an economical satellite called SP-SAT is presented along with its technical, user, software, and hardware specifications.

SP-SAT: EDUCATIONAL SATELLITE

The “Educational Satellite” provides the experience of being involved in a space mission by allowing the user to perform measurements and different experiments at a height of 1000 to 2000 meters.

An “Educational Satellite System” is a simulator of a real satellite integrated inside a small cylindrical volume (6.6×11.1 cm). This SP-SAT provides all the necessary subsystems to work properly. The communications system is capable of transmitting the acquired data at a height of up to 2000 meters. The SP-SAT contains the components of the satellite as well as a ground station to receive data directly on a computer. The SP-SAT allows students to focus on the experiment and optimization of the subsystems instead of the internal workings of the satellite.

The Educational Satellite System is a model of an artificial satellite designed for terrestrial use, having the same subsystems as a space satellite. This allows us to introduce students to the subject of aerospace by simulating real missions without leaving Earth and encourages the development of custom experiments.

The SP-SAT provides all the operational components at the mechanical, electronic, and software levels, thus representing an ideal tool for teaching and experimentation in schools as well as in universities. The communications system allows the transmission of information concerning the incorporated experiments to a ground station, which receives the data by connecting directly to a computer with the corresponding software installed.

Components of SP-SAT. The SP-SAT contains two main systems: the space and ground systems. On the one hand, the space system consists of those compo-

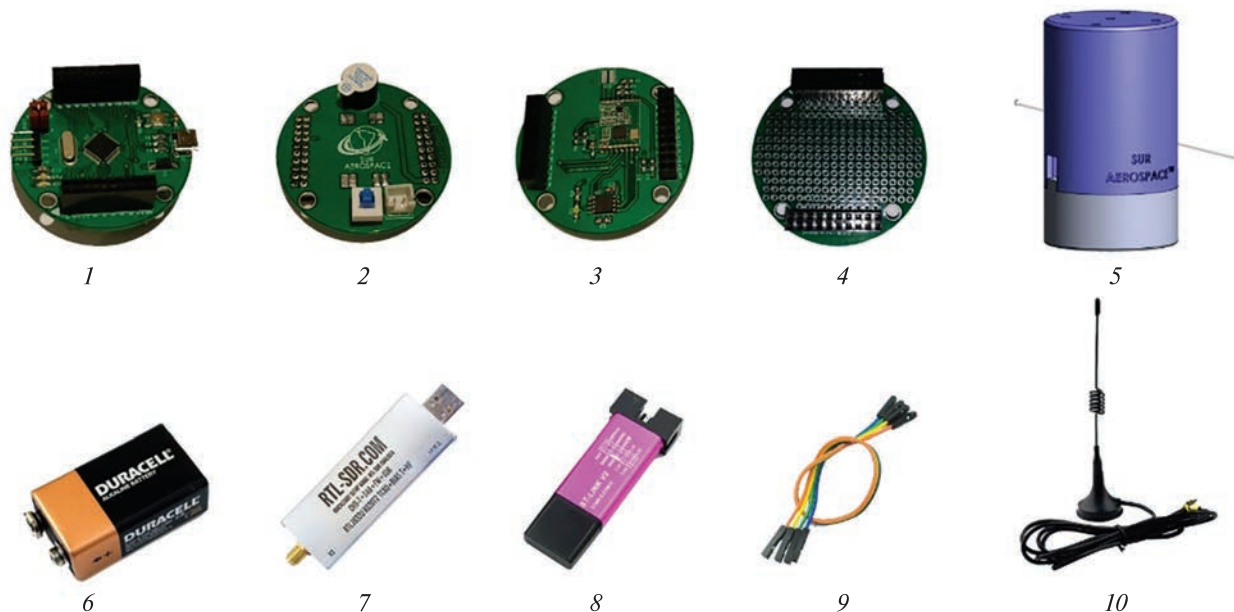


Figure 1. Components of Space System (Satellite)

Table 1. Space and Ground Systems

#item	Component	Subsystem	Description	Quantity
1	Onboard computer	CD&H	Computer (printed circuit board) with: Arm Cortex-M3 MCU with 64 Kbytes of Flash memory, 72 MHz	1
2	Electric power system	EPS	Printed circuit board of DC-DC 3.3 V (regulator)	1
3	Communication system	COMM	Printed circuit board with radio RFM26 433 Mhz (modulation OOK, FSK, GFSK)	1
4	Board for experiment	PYL	Printed circuit board (empty)	1
5	Structure	MEC	Complete structure (PLA) with joining elements (bolts, screws, rods)	1
6	Battery	EPS	9 V	1
7	Radio receiver	GS	RTL-SDR V3	1
8	Advanced programmer	CD&H	ST-link V2	1
9	Programmer cable	CD&H	4 pin	1
10	Antenna	PYL	Frequency RX 433 Mhz	1

nents that perform the functions of a satellite during a space mission. These components are:

- Command and Data Handling and Onboard computer (OBC) contains both the hardware and software to carry out any important operations in the satellite. This subsystem is usually considered the brain of the entire satellite.

- Electrical power system (EPS). Its main function is to provide electrical energy to the whole satellite.

- Communications system (COMM). This subsystem works with the received and transmitted signals. Specifically, it receives, amplifies, processes, and transmits the signals.

- Payload or experiment (PYL). The payload refers to the entire set of instruments and tools used for the satellite to fulfill its objective or mission. In this kit, the plate is empty. The reason for this is that students can place the specific experiment they want to perform. These experiments can have components such as sensors, cameras, etc.

- Mechanical structure (MEC); finally, there is the satellite component in charge of protecting it. The kit structure is composed of a 3D printed shield with Poly-lactic acid (PLA) with their respective clamping elements rods, screws, bolts, and nuts.

On the other hand, the ground system refers to those components and elements that allow the programming of the satellite and the reception of data from the satellite, such as:

- Ground station (GS)
- Advanced programmer
- Complementary software.

The aforementioned components will be displayed in Table 1, where items 1 to 6 correspond to the Space System, and items 7 to 10 correspond to the Ground System. Figure 1 displays the finished components of the SP-SAT with the corresponding numbering shown in Table 1. Items 1 to 6 correspond to the Space System, while items 7 to 10 correspond to the Ground System.

Assembly. The components that are part of the SP-SAT were designed in the most optimal way possible to eliminate the need for connection cables. The PC104 component was implemented for the various subsystems. This component enables the interconnection of the different subsystems. The assembly order for the components of the SP-SAT is specified in Figure 2. All boards possess two triangular markings that indicate their orientation. It is very important that these markings are aligned while assembling.

Electronic assembly order (see Figure 2):

- Experiment(s) board(s)
- Communications Board
- Onboard computer
- Energy supply board

General assembly order (see Figure 2):

- Screw
- Structure casing
- Electronic components
- Battery

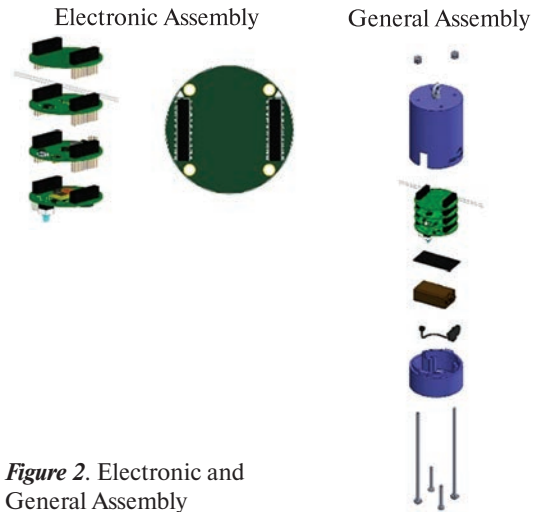


Figure 2. Electronic and General Assembly

- Battery connector
- Base structure
- Bolts

Software Installation. For the correct operation of the SP-SAT, there is a series of online libraries that allow its programming through Arduino and Matlab-Simulink, as well as software for the operation of the SDR and the ST-link V2 in-circuit programmer. The software repository (GitLab and GitHub) [5] provides additional up-to-date information on the SP-SAT, along with the libraries and sample code for the supported platforms.

- Arduino: Compatibility with Arduino IDE version 1.8.x through the Arduino — STM32 extension.

- Matlab-Simulink: Compatibility with Matlab-Simulink version R2017b or above through the extension RTL-SDR Support from Communications Toolbox.

- ST-Link V2: it allows the programming and debugging of the code through specialized software, like SystemWorkbench for STM32 (SW4STM32).

General Geometry of the Boards. A relatively small size configuration was sought in order to keep the satellite's weight down. The educational satellite's printed circuit board, together with its structure, weighs 310 grams. For this reason, all the boards have the same dimensions. The dimensions of printed circuit boards are: the surface diameter is 53.34 mm, and the distance between PC104 connectors is 33.02

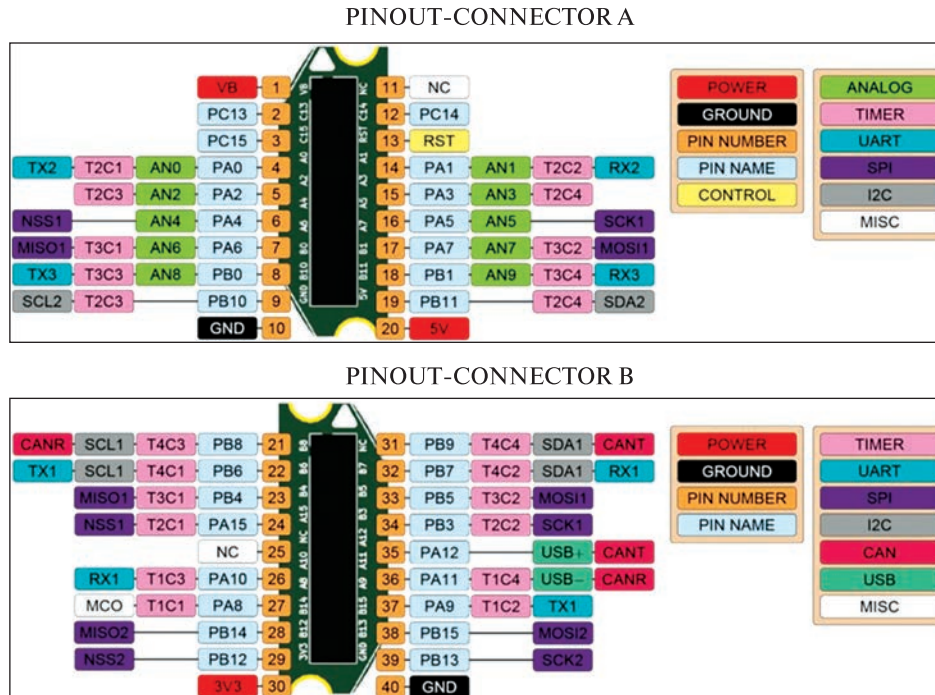


Figure 3. Pinout Connector

mm, which are 25.4 mm in length. The total board width is 19.5 mm.

APPLICATIONS

As you can see in Figure 3, according to the design and the pinout disposal, there are lots of ports available to use and configure according to the requirements of different kinds of experiments. Considering the natural and main purpose of the SP-SAT, it is a device that can communicate with different types of sensors to transmit the measurements' information, simulating the real behavior of a satellite system. Some examples of it include measurement and calculations of the concentration of gases in the atmosphere using a carbon monoxide sensor such as an MQ7 sensor.

Currently, students of Electronic and Telecommunications Engineering in Bolivia are working with SP-SAT for various subjects and analyses. To test the operation and range of the satellite kit, tests can be carried out using drones that raise the device to a certain height and verify whether the STL-SDR receiving device can capture the information sent by the SP-SAT.

CONCLUSIONS

As a result of this project, it was possible to design and manufacture a satellite educational platform designed in Bolivia to train university students. This platform is fully operational and has been tested for operation up to 2000 meters between the satellite and the ground station. The built and assembled satellite can be seen in Figure 2.

The field of aerospace plays an increasingly important role in the development of South American countries, where more and more projects of this kind are executed. These projects generally start as pico-satellite missions, but the final objective is to develop these technologies so that more useful satellites can be designed and built. This is the case of Argentina and Brazil, which started with small projects, but over the years and with the gained experience. Now, both countries manufacture satellites for Earth observation and communications at the service of their own country and other countries. The present project is intended as a starting point for university students to gain experience in space technology and to generate the motivation required to execute increasingly complex projects.

REFERENCES

1. Berk J., Straub J., Whalen D. (2013). *The open prototype for educational NanoSats: Fixing the other side of the small satellite cost equation*. Presented at the 2013 IEEE Aerospace Conference, 1–16. doi: 10.1109/AERO.2013.6497393
2. EyasSat Classroom Satellite — CubeSatShop.com. [Online]. URL: <https://www.cubesatshop.com/product/eyasat-classroom-satellite/> (Last accessed 08.03.2024).
3. Kulu E. (2024). *Nanosats Database*. URL: <https://www.nanosats.eu/index.html> (Last accessed 06.10.2023).
4. Podaru S. (2022). *Design and implementation of an educational Open PocketQube Kit*. [Online]. URL: <http://hdl.handle.net/2117/375403> (Last accessed 06.10.2023).
5. Quiroga M. (2024). “e-sat GitLab,” GitLab. [Online]. URL: <https://gitlab.com/sur-aerospace/e-sat> (Last accessed 06.10.2023).
6. Radosavljević D., Jeftić L., Muralikrishna Reddy L. V., Gopalakrishnan K., Mohankumar S. (2021). *Era of Small Satellites: Pico, Nano and Micro-satellites (PNM Sat) — an Over View of Frugal Way to Access Low Earth Orbit*. Presented at the Lecture Notes in Networks and Systems. doi: 10.1007/978-981-33-4687-1_35
7. Soliz J., Puma-Guzman R. (2022). Launch Opportunities for Pico Satellites from Developing Countries. *Space Fostering Latin American Societies: Developing the Latin American Continent Through Space. Part 3*. Ed. A. Froehlich. Southern Space Studies. Cham: Springer Int. Publ., 85–99. doi: 10.1007/978-3-030-97959-1_5
8. Soliz J., Rosalyn P.-G., Cabrera Cesar C. A. (2023). Bolivian CanSat Contest: Promoting Space Science and Technology. *Space Fostering Latin American Societies: Developing the Latin American Continent Through Space. Part 4*. Ed. A. Froehlich. Southern Space Studies. Cham: Springer Nature Switzerland, 79–95. doi: 10.1007/978-3-031-20675-7_5
9. *Spacecraft systems engineering* (2011). Eds P. Fortescue, G. Swinerd, J. Stark. John Wiley & Sons, Ltd. 728 p. doi:10.1002/9781119971009
10. Straub J., Marsh R. (2014). *Assessment of Educational Expectations, Outcomes and Benefits from Small Satellite Program Participation*. Presented at the Small Satellite Conference, Aug. [Online]. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2014/Education/2/> (Last accessed 06.10.2023).

Стаття надійшла до редакції 06.10.2023

Після доопрацювання 31.03.2024

Прийнято до друку 31.03.2024

Received 06.10.2023

Revised 31.03.2024

Accepted 31.03.2024

Х. Соліз, старш. дослідник

E-mail: jorgesoliz@upb.edu

А. Хаймез, асистент дослідника

E-mail: alejandrojaimes1@upb.edu

М. Куїза, асистент дослідника

E-mail: mishelcuiza1@upb.edu

Центр керування та моніторингу супутників,

Болівійський приватний університет

SP-SAT: РОЗРОБКА ОСВІТНЬОГО СУПУТНИКА

У Болівії, як і в деяких інших латиноамериканських країнах, спостерігається тенденція до зростання кількості космічних проєктів і підвищення інтересу молодих студентів до аерокосмічної галузі. Як наслідок виникає потреба у вихованні нового покоління космічних професіоналів. Однак непомірна вартість обладнання, що використовується в цих проєктах, зокрема комплектів CubeSat, навчальних супутників, супутникових наборів, робить їх недоступними для переважної більшості зацікавлених студентів. Як наслідок з'явилися альтернативи, такі як навчальні супутники, що дозволяють моделювати процеси проєктування, конструювання, тестування, запуску та експлуатації супутників у масштабах, що сприяють залученню студентів. Основний виклик, з яким стикаються студенти, полягає в інтеграції основних підсистем супутника — джерел живлення, давачів і систем зв'язку — в обмеженому просторі. З огляду на це було розроблено дизайн та конструкцію навчального супутника з відповідною апаратурою приймання сигналу. Розроблене та виготовлене обладнання є досить недорогим, щоб його могли придбати університети та освітні центри. Це обладнання має назву SP-SAT (Space Program — educational satellite kit) — «Космічна програма — навчальний супутниковий комплект». Цей справжній супутниковий симулятор пропонує широкий спектр освітніх заходів. Обладнання комплексу поділяється на дві системи: 1) космічний сегмент, який складається з бортового комп'ютера (ОБС), системи електроживлення (EPS), системи зв'язку (СОММ), плати інструментарію експерименту (PYL), повної пластикової конструкції PLA (3D-друк), стрижнів, болтів і гайок; 2) наземний сегмент, який включає все обладнання, що входить до складу наземної станції, яка буде приймати дані з супутника.

Ключові слова: навчальний супутник, освітній супутник, пікосупутники, недорогий супутник.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.022>
УДК 621.384.3

В. Г. КОЛОБРОДОВ¹, проф., д-р техн. наук, проф.
ORCID: 0000-0003-0941-0252
E-mail: thermo@ukr.net

М. І. ЛИХОЛІТ², радник в. о. дир. — голов. конструктора, чл.-кор. НАН України, д-р техн. наук, доцент
В. М. ТЯГУР², заст. нач. наук.-техн. комплексу — голов. конструктор напрямку, д-р техн. наук, доцент
І. О. ВАСИЛЬКОВСЬКА¹, ст. викладач, канд. техн. наук
ORCID: 000-0001-9631-4087

E-mail: inna_kuchugura@ukr.net

М. С. КОЛОБРОДОВ¹, наук. співроб., PhD.

¹ Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», приладобудівний факультет
просп. Берестейський 37, Київ, Україна, 03056

² Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»
вул. Князів Острозьких 8, Київ, Україна, 01010

АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ЙМОВІРНОСТІ ВИЯВЛЕННЯ І РОЗПІЗНАВАННЯ ЦІЛІ АВІАЦІЙНОЮ ТЕПЛОВІЗІЙНОЮ СИСТЕМОЮ, ОБМЕЖЕНОЮ ШУМОМ

У сучасних військових операціях широко використовується тепловізійна техніка завдяки її здатності безперервно спостерігати за цілями, навіть у несприятливих погодних умовах. Тепловізійні системи спостереження в основному призначені для ідентифікації цілей. Незважаючи на постійне вдосконалення тепловізійних систем спостереження, наявні методи не дозволяють швидко обчислити ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілей.

У роботі розроблено більш досконалий і зручний алгоритм і метод розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження на заданій дальності, в основі якого лежать мінімальна роздільна різниця температур, критерій Джонсона, а також функції TTPF і TRTPF. Запропонований алгоритм дозволяє відносно просто розрахувати шукані параметри тепловізійної системи, яка обмежена шумами системи.

Ключові слова: авіаційна тепловізійна система; ймовірність виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі; дальність до цілі; мінімальна виявлювана різниця температур; функція передачі ймовірності по дальності до цілі.

Цитування: Колобродов В. Г., Лихоліт М. І., Тягур В. М., Васильковська І. О., Колобродов М. С. Алгоритм визначення ймовірності виявлення і розпізнавання цілі авіаційною тепловізійною системою в умовах шумів. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3 (148). С. 22—30. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.022>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

У сучасних військових конфліктах широко застосовують тепловізори, оскільки вони здатні спостерігати за цілями цілодобово у складних метеорологічних умовах [2, 3, 5, 7]. Основне призначення таких тепловізійних систем спостереження (ТПСС) є виявлення, розпізнавання та ідентифікація цілей на граничній дальності при заданій ймовірності виконання завдання. З точки зору тактичного застосування ТПСС важливо знати ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі на заданій до неї дальності.

Основними характеристиками ТПСС, які визначають ефективність їхнього застосування, є просторове і температурне розділення. Просторове розділення характерне для контрастно обмежених ТПСС, які були досліджені авторами у роботі [6]. Температурне (енергетичне) розділення відіграє важливу роль при визначенні ймовірності виконання завдання на граничній дальності, коли сигнал від цілі достатньо малий. Дослідженню ТПСС, обмежених шумом системи, присвячено значну кількість статей і монографій, які використовують складні фізико-математичні моделі. Серед них найбільш вдалим і поширеним, на думку авторів, є стандарт НАТО 4247, який відрізняється відносною простотою застосування [1]. Цей стандарт поєднує в собі просторове і енергетичне розділення тепловізора на основі його мінімально роздільної різниці температур *MRTD* (Minimum Resolvable Temperature Difference) [5, 7].

Однак ці методи не дозволяють оперативно розрахувати ймовірності виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі для довільно заданої відстані від ТПСС до цілі.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою статті є розробка більш досконалих методу й алгоритму розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження, що обмежена шумом, на основі мінімально роздільної різниці температур і критерію Джонсона сприйняття оператором зображення на екрані цілі дисплея.

2. СИСТЕМИ, ЩО ОБМЕЖЕНІ ШУМАМИ

У тепловізорах, основними елементами яких є інфрачервоний (ІЧ) об'єктив і матричний приймач випромінювання (МПВ), на екрані дисплея формується корисний (інформативний) сигнал від цілі і шумовий сигнал, зумовлений фоном і власними шумами приймача і електронної системи. Порогова чутливість ТПСС обмежена шумовим сигналом, який додається до сигналу від об'єкта, що викликає флуктуації яскравості у зображенні. У випадку високого рівня шумового сигналу зображення об'єкта неможливо розгледіти (розділити) на екрані дисплея. Найчастіше це явище спостерігається на граничній дальності дії ТПСС. У цьому випадку зображення об'єкта формується на екрані дисплея на фоні випадкового поля яскравості у вигляді «снігу», і саме цей контраст, а не пороговий, обмежує просторове розділення. Таким чином, що меншим є відношення сигнал/шум, то гіршими будуть просторове розділення і якість зображення. У загальному випадку «засніжені» зображення, як правило, обмежені шумом, а зображення високої якості відповідають контрастно обмеженим системам.

3. МІНІМАЛЬНА РОЗДІЛЬНА РІЗНИЦЯ ТЕМПЕРАТУРИ

Мінімальна роздільна різниця температур *MRTD* є однією із важливих характеристик тепловізорів. Вона є функцією просторової частоти $MRTD(v_x)$, яка поєднує в собі температурне і просторове розділення. Це дозволяє досліджувати ТПСС, обмежені контрастом і шумами. Тому під час моделювання ТПСС з метою розробки методу розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації об'єкта (цілі) будемо використовувати *MRTD* і критерій Джонсона для різних видів розрізнення зображення на екрані дисплея з ймовірністю 50 %.

Мінімальна роздільна різниця температур MRTD — це мінімальна різниця ефективних температур між смугами (штрихами) тест-об'єкта із заданою просторовою частотою та фоном, яка дозволяє візуально на екрані дисплея розділяти штрихи об'єкта. Тест-об'єкт — це чотириштрихова міра, в якій смуга та проміжки мають одна-

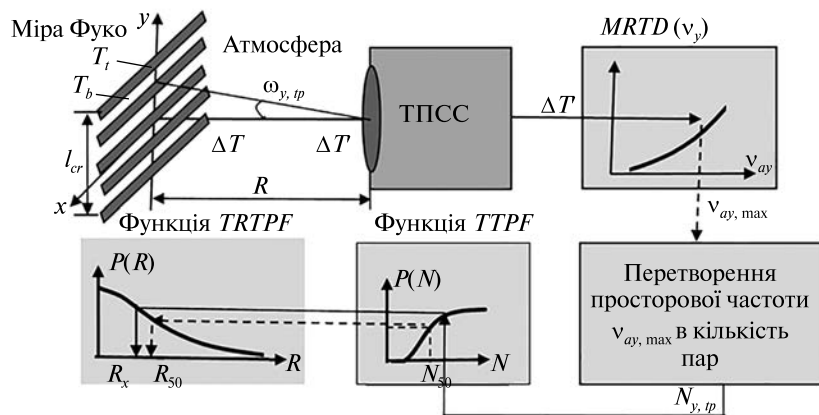


Рис. 1. Модель ТПСС для прогнозування виконання завдання спостереження, яка використовує мінімальну роздільну різницю температури тепловізора і критерій Джонсона

кову ширину $\xi_{tp,x} = \omega_{tp}$ а їхня висота дорівнює $\xi_{tp,y} = 7\omega_{tp}$ (рис. 1). Смуга та проміжки випромінюють як АЧТ з різною, але постійною температурою. Просторову частоту $\nu_x = 1/2\omega_{tp}$ можна виразити як в лінійних, так і в кутових величинах (найчастіше мм^{-1} чи мрад^{-1}). Такий тест-об'єкт часто називають мірою Фуко. Штрихові міри різних просторових частот становлять розклад Фур'є структури об'єкта спостереження.

Теплову тест-міру зображено на рис. 1. Структура з чотирьох штрихів з однаковими відстанями між ними та співвідношенням висоти до ширини 7:1 забезпечує певну періодичність в напрямку y і нескінченну протяжність штрихів у напрямку x .

Для описання тест-об'єкта використовують модуляційну передавальну функцію $M_s(\nu_y)$ (МПФ) усієї ТПСС. Оскільки $M_s(\nu_y)$ визначена для синусоїдальної міри, а тест-об'єкт для визначення $MRTD$ є прямокутною мірою, то потрібно ввести поправку на розклад Фур'є прямокутної міри. Із прикладу 1.3, наведеного у монографії [5], випливає, що амплітуда 1-ї гармоніки прямокутного сигналу в $4/\pi$ разів більша від амплітуди синусоїдального сигналу того ж періоду й амплітуди. Додатково слід врахувати, що око реєструє середню яскравість прямокутного штриха на фоні. Середнє значення за півперіод 1-ї гармоніки прямокутного сигналу в $2/\pi$ рази менша від амплітуди (див. приклад 1.3). Звідси впли-

ває, що МПФ ТПСС з урахуванням сприйняття тест-об'єкта оком має такий вигляд:

$$M_{tp,E} = \frac{8}{\pi^2} M_s. \quad (1)$$

Урахування механізму сприйняття оком зображення здійснюється через співвідношення сигнал/шум на виході еталонного фільтра, для якого справедлива пропорційність

$$SNR_f = \frac{M_{tp,E} \Delta T}{NETD}, \quad (2)$$

де ΔT — температурний контраст, $NETD$ — еквівалентна шуму різниця температур МПВ, що визначає шуми на виході еталонного фільтра з ефективною шумовою смугою Δf , $M_{tp,E} \Delta T$ — сигнал з урахуванням роздільної здатності ТПСС. Для розрахунку відношення сигнал/шум потрібно врахувати відмінність ефективної шумової смуги ТПСС, що враховує спектр потужності шумів МПВ $NPS(f)$ та МПФ електронного тракту $M_{El}(f)$ і дисплея $M_S(f)$, від ефективної шумової смуги еталонного фільтра Δf . Тоді відношення сигнал/шум на екрані дисплея буде мати вигляд

$$SNR_s = \frac{M_{tp,E} \Delta T}{NETD} \left[\Delta f / \int_0^\infty NPS(f) M_{El}^2(f) M_S^2(f) df \right]^{0.5}. \quad (3)$$

Інтегрувальні властивості ока врахуємо змінною відношення сигнал/шум. При цьому вво-

дять величину SNR_p , яка гарантує із заданою ймовірністю розпізнавання тест-міри на зашумленому фоні.

Закони зорового сприйняття врахуємо таким чином.

1. Око здійснює часове інтегрування, збільшуючи відношення сигнал/шум у $\sqrt{f_f t_E}$ разів, де f_f — частота кадрів; $t_E = 0.2$ с — постійна ока.

2. Око здійснює просторове інтегрування за двома координатами x , y і відповідно до формул [5] підвищує сприйняте відношення сигнал/шум:

- уздовж координати x — в $\alpha_D / (2\xi_{ip} t_o \Delta f)$ разів,

- уздовж координати y — в $\sqrt{\xi_{ip}} / \alpha_D$ разів, де t_o — час формування одного елемента зображення, α_D — кутовий розмір пікселя МПВ.

З урахуванням цього зі співвідношення (2) отримуємо формулу для розрахунку мінімальної роздільної різниці температур:

$$\Delta T = MRTD(v_y) = 0.66 \cdot SNR_r \cdot NETD \frac{v_y}{M_s(v_y)} \sqrt{\frac{\alpha_D \beta_D}{\Delta f t_o f_f t_E}}, \text{ К.} \quad (4)$$

Слід зазначити, що кутову просторову частоту v_y у формулі (4) визначено у просторі «дисплей — спостерігач». Отримана формула (4) має ряд обмежень. 1. Формула для МПФ ока справедлива для випадку, коли розмір зображення штриха міри ω_p'' перевищує кутове розділення ока. 2. Просторове інтегрування ока припиняється, якщо $7\omega_p'' > 40$ кут. хв.

Численні дослідження ТПСС свідчать про те, що розрахунок за формулою (4) дає хороші результати, які збігаються з експериментальними даними. Однак така узагальнена характеристика, як $MRTD$, має і певні недоліки. По-перше, вона не враховує реальну МПФ ока. По-друге, формула для $MRTD$ не враховує реальні об'єкти та фони. Проте формула (4) дозволяє проаналізувати вплив основних параметрів ТПСС на просторове і температурне розділення.

Важливість функції $MRTD(v_y)$ як узагальненої характеристики ТПСС у тому, що вона визначає температурну чутливість на низькій просторовій частоті (для великих об'єктів) і просторове розділення на високих частотах. Функція $MRTD(v_y)$ дозволяє ефективно порівнювати ТПСС, тому

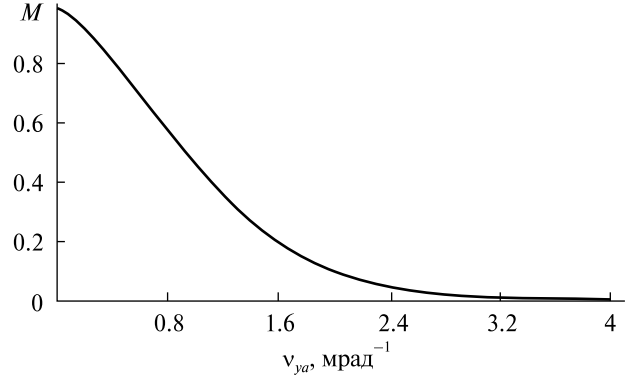


Рис. 2. Модуляційна передавальна функція ТПСС

що враховує всю систему в цілому, її шуми і сприйняття зображення оператором.

На рис. 2 наведено графік модуляційної передавальної функції $M_s(v_y)$ для тепловізора, параметри якого наведено у роботі [6]:

- об'єктив: фокусна відстань $f_o' = 70$ мм, діаметр вхідної зіниці $D_{op} = 70$ мм;
- мікроболометрична матриця: формат матриці 320×240 пкл, розмір пікселя $W_D = 17$ мкм постійна часу $t_D = 10$ мкс, частота кадрів $f_f = 50$ Гц;
- дисплей: розмір пікселя $v_D = 15$ мкм, розмір екрана $Y_d = 7.2$ мм;
- еквівалентна шуму різниця температур $NETD = 40$ мК.

4. КРИТЕРІЙ ДЖОНСОНА ДЛЯ ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ ТПСС

Критерій Джонсона детально описано у роботі [6]. Основна ідея критерію Джонсона полягає в тому, що здатність спостерігача розпізнавати цілі на певному фоні залежить від того, наскільки добре він може розрізняти штрихові смуги міри Фуко з різними просторовими частотами і тим самим температурним контрастом ΔT , що і ціль, відносно фону:

$$\Delta T = T_t - T_b, \quad (5)$$

де T_t і T_b — температура поверхні цілі і фону відповідно.

Модель ТПСС для виявлення і розпізнавання цілі, яка використовує концепцію Джонсона і мінімальну роздільну різницю температур тепловізора, показано на рис. 1. Температурний контраст цілі ΔT зменшується за рахунок осла-

блення випромінювання в атмосфері, тобто

$$\Delta T' = \Delta T \tau_A(R), \quad (6)$$

де $\tau_A(R)$ — інтегральний коефіцієнт пропускання атмосфери, R — відстань між ціллю і ТПСС. Використовуючи рівняння (4) для $MRTD$ і температурний контраст $\Delta T'$, знаходимо кутову просторову частоту $\nu_{y,tp}$ міри Фуко, яка залежить від критичного розміру цілі l_{cr} та відстані R і вимірюється у град^{-1} . У залежності від відстані R кількість періодів міри Фуко, розташованих уздовж критичного розміру цілі l_{cr} , визначимо за формулою

$$N = \nu_{y,tp} \frac{l_{cr}}{R}, \quad (7)$$

де l_{cr} вимірюється у метрах, R — у кілометрах. Кількість пар штрихів N будемо використовувати для визначення ймовірності виконання завдання із спостереження за ціллю.

Ймовірність виконання завдання спостереження (виявлення, розпізнавання, ідентифікація) визначаємо за допомогою цільової функції передачі ймовірності $TTPF$ (Target Transfer Probability Function), яка розраховується за формулою [2, 4, 8]

$$P(N) = \frac{\left(\frac{N}{N_D}\right)^k}{1 + \left(\frac{N}{N_D}\right)^k}, \quad (8)$$

де P — ймовірність виконання певного завдання спостереження, N_D — кількість пар штрихів згідно з критерієм Джонсона, яке забезпечує ймовірність виконання певного завдання спостереження $P = 50\%$, $k = 2.7 + 0.7(N/N_D)$.

Цю функцію було отримано в результаті великої кількості експериментальних польових досліджень. Наприклад, для ймовірності 50%

Таблиця 1. Кількість періодів (пар штрихів) міри N_{50} уздовж критичного розміру цілі для ймовірності виконання завдання спостереження $P = 50\%$ (критерій Джонсона)

Завдання для спостереження	Кількість періодів міри
Виявлення	1
Розпізнавання	3
Ідентифікація	6

виконання різних завдань із спостережень цілі у табл. 1 [2] наведено середню кількість періодів міри Фуко. Ці дані часто називають критерієм Джонсона.

Ймовірність рівня спостереження (виявлення, розпізнавання або ідентифікація) визначається за допомогою цільової функції передачі ймовірності $TTPF$ (8) і обирається із табл. 1 для ймовірності відповідного рівня $P(N_{50}) = 50\%$.

5. ЗАЛЕЖНІСТЬ ЙМОВІРНІСТІ РОЗПІЗНАВАННЯ ЦІЛІ ВІД ДАЛЬНОСТІ ДО ТПСС

У роботі [6] було запропоновано функцію передачі ймовірності по дальності до цілі $TRTPF$ (Target Rang Transfer Probability Function), яка має вигляд

$$P(R) = \frac{\left(\frac{R_{50}}{R}\right)^{2.7+0.7\left(\frac{R_{50}}{R}\right)}}{1 + \left(\frac{R_{50}}{R}\right)^{2.7+0.7\left(\frac{R_{50}}{R}\right)}}, \quad (9)$$

де R_{50} — відстань від ТПСС до цілі, на якій виконується певне завдання спостереження з ймовірністю 50% згідно із критерієм Джонсона.

На рис. 3 наведено графік функції (9), з якого для отриманої ймовірності розпізнавання цілі $P(R)$ від дальності R до ТПСС можна визначити відношення R_{50}/R .

Мінімальний період $2V'_{\min}$ зображення міри (розмір світлої і темної смуг), що розділяється, визначають із умови $\nu_{x,\max} = 1/2V'_{tp,\min}$. Тоді мінімальний розмір зображення об'єкта, що розділяється системою, дорівнює

$$\delta V' = V'_{tp,\min} = 1/2\nu_{x,\max}. \quad (10)$$

При цьому мінімальний розмір об'єкта або його елемента, що розділяється системою, дорівнює

$$\delta V = \delta V' / |\beta_s| = 1/|\beta_s| 2\nu_{x,\max}, \quad (11)$$

де β_s — лінійне збільшення ТПСС. Із (11) маємо, що величина δV обернено пропорційна до ширини смуги пропускання просторових частот системою і її лінійного збільшення. Проте є обмеження на використання цієї формули. Зі збільшенням $|\beta_s|$ все менші деталі об'єкта розділяються, поки не буде досягнуто межі розділен-

ня, зумовленої ФРТ ТПСС. Тобто, зі збільшенням $|\beta_s|$ розмір елемента об'єкта δV що розділяється, зменшується.

У випадку значного збільшення $|\beta_s|$ якість зображення обмежена шириною смуги пропускання просторових частот, а збільшення $|\beta_s|$ зумовить лише збільшення кружка розсіювання ТПСС і не призведе до підвищення роздільної здатності. У загальному випадку, що більша ширина смуги пропускання просторових частот системи, то менші деталі об'єкта розділяються. Крім того, що більший розмір зображення об'єкта порівняно з δV , то якіснішим буде зображення.

6. АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ВІДСТАНІ ВІД ЦІЛІ ДО ТПСС ПРИ ВИКОНАННІ ЗАВДАННЯ СПОСТЕРЕЖЕННЯ З ПЕВНОЮ ЙМОВІРНІСТЮ НА ОСНОВІ МІНІМАЛЬНОЇ РОЗДІЛЬНОЇ РІЗНИЦІ ТЕМПЕРАТУР ТА ФУНКЦІЙ $TTPF$ І $TRTPF$

При розробці цього алгоритму будемо використовувати модель ТПСС, зображену на рис. 1.

1. Розраховуємо максимальну кутову просторову частоту $v_{ay,max}$ міри Фуко, яку здатна сприймати ТПСС, шляхом розв'язання рівняння

$$\Delta T_{\tau_A}(R) = MRTD(v_{ay}). \quad (12)$$

2. За формулою (7) розраховуємо кількість періодів N міри Фуко уздовж вертикального напрямку (критичного розміру цілі l_{cr}), де висота цілі l_{cr} вимірюється у метрах, відстань R до цілі — в кілометрах, а просторова частота міри $v_{y,tp}$ — в мрад⁻¹ (рис. 1). Кількість пар штрихів N будемо використовувати для визначення ймовірності виконання завдання із спостереження цілі.

3. За заданими температурами поверхні цілі T_t і фону T_b розраховуємо температурний контраст $\Delta T = T_t - T_b$, який дорівнює температурному контрасту міри Фуко. Температурний контраст ΔT зменшується за рахунок поглинання випромінювання в атмосфері за законом Бугера — Ламберта.

4. Згідно з критерієм Джонсона для ймовірності виконання завдання спостереження 50 % із табл. 1 визначаємо кількість періодів міри уздовж критичного розміру цілі: для виявлення — $N_{d,50} = 1$; для розпізнавання — $N_{r,50} = 3$; для ідентифікації — $N_{i,50} = 6$.

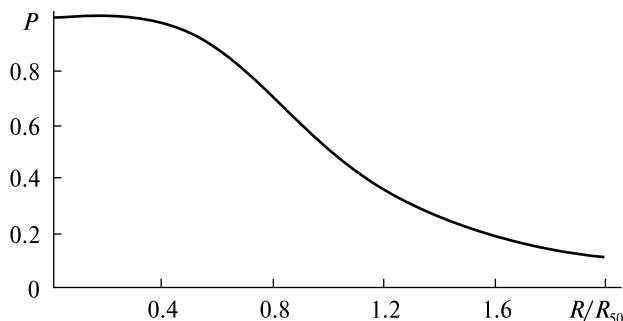


Рис. 3. Функція $TRTPF$: залежність ймовірності виконання завдання спостереження $P(R)$ від відстані R між ціллю і ТПСС

5. Для визначеного числа періодів N міри Фуко за формулою (8) для функції $TTPF$ визначаємо ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі.

6. Із формули (7) знаходимо відстані до цілі, на яких виконується завдання спостереження з ймовірністю 50 %:

$$R_{50} = v_{y,tp} \frac{l_{cr}}{N_{50}}. \quad (13)$$

7. Для визначеної відстані до цілі при виконанні спостереження з певною ймовірністю за формулою (9) для функції $TRTPF$ (рис. 3) визначаємо відстані виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі.

7. ПРИКЛАД РОЗРАХУНКУ

Для практичного застосування запропонованого методу визначення ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації, розглянемо ТПСС, яка була досліджена у роботі [6] для контрастно обмеженого тепловізора. Це дасть можливість порівнювати ТПСС, що працює в режимі контрастно обмеженого системи, або системи, що обмежена шумом.

Тепловізійна система спостереження має такі характеристики.

- **Тепловізор.** Об'єктив: фокусна відстань $f'_o = 70$ мм, діаметр вхідної зіниці $D_{op} = 70$ мм. Мікроболометрична матриця: формат матриці 320×240 пкл, розмір пікселя $V_D = W_D = 17$ мкм, постійна часу $t_D = 10$ мкс, частота кадрів $f_f = 50$ Гц. Дисплей: розмір пікселя $v_D = w_D =$

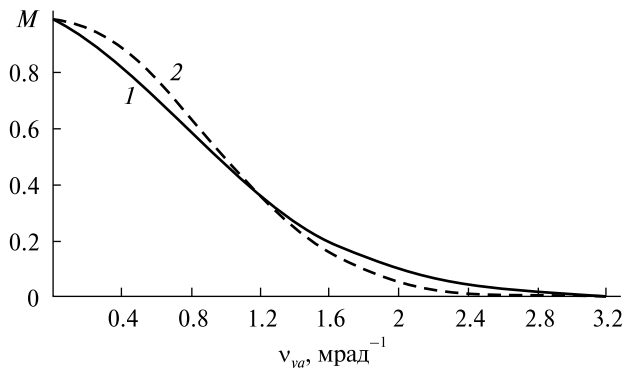


Рис. 4. Модуляційна передавальна функція тепловізора: 1 — за даними [6]; 2 — апроксимована функція (16) при $\omega_{TS} = 0.19$ мрад

= 15 мкм, розмір екрана $Y_d = 7.2$ мм. Еквівалентна шуму різниця температур $NETD = 0.05$ К.

• **Об'єкт спостереження.** Тест-об'єкт, що використовується в стандарті НАТО 4347 для визначення максимальної дальності розрізнення цілі ТПСС і має такі параметри: спектральний діапазон випромінювання об'єкта і фону 8...14 мкм; температурний контраст між об'єктом і заднім фоном (відносно температури АЧТ в $T_b = 288$ К) — $\Delta T_o = 2$ К; розміри $V_{tp} \times W_{tp} = 2.3 \times 2.3$ м.

• **Умови спостереження.** Зміна початкового температурного контрасту ΔT_o між об'єктом і заднім фоном унаслідок ослаблення випромінювання в атмосфері враховується за законом Бугера — Ламберта, який має вигляд

$$\Delta T(R) = \Delta T_o \exp(-\kappa_A R), \quad (14)$$

де R — дальність, км; $\kappa_A = 0.2 \text{ км}^{-1}$ — показник ослаблення для сприятливих умов пропускання атмосфери.

Нижче опишемо повну послідовність розрахунків.

1. Розраховуємо максимальну кутову просторову частоту $v_{ay, \max}$ міри Фуко, яку здатна сприймати ТПСС, шляхом розв'язання рівняння (12), де використовуються наведені раніше результати досліджень і задані умови прикладу.

1.1. Температурний контраст міри Фуко при надходженні випромінювання до об'єктива ТПСС змінюється згідно з формулою (14).

1.2. Мінімальна роздільна різниця температур тепловізора визначається формулою (4), яка для кутових просторових частот v_{ay} у просторі «дисплей — оператор» має вигляд

$$MRTD(v_{ay}) = 0.66 \cdot SNR_r \cdot NETD \frac{v_{ay}}{M_s(v_{ay})} \sqrt{\frac{\alpha_D \beta_D}{\Delta f \cdot t_o f_f t_E}}, \quad (15)$$

де $SNR_r = 4.2$ — відношення сигнал/шум у зображенні міри Фуко на екрані дисплея, яке забезпечує якісне розділення штрихів міри, $\Delta f_o = 0.5$, $f_f = 50$ Гц, $t_E = 0.2$ с, $NETD = 0.05$ К.

Визначимо інші параметри, які входять до формули (15).

• Кутові розміри α_D, β_D чутливої площадки МПВ дорівнюють

$$\alpha_D = \beta_D = \frac{V_D}{f'_o} = \frac{17}{70} = 0.24 \text{ мрад.}$$

• Модуляційну передавальну функцію $M_s(v_{ay})$, що розглядається у прикладі, було отримано у роботі [6] (див. рис. 4). З метою підвищення ефективності і зручності проектування ТПСС апроксимуємо цю МПФ гауссовою функцією згідно з методикою, викладеною у монографіях [6, 7]:

$$M_s(v_{ay}) = \exp(-2\pi^2 \omega_{TS}^2 v_{ay}^2), \quad (16)$$

де $\omega_{TS} = 0.19$ мрад радіус кружка функції розсіювання точки тепловізором. Графік функції (16) також наведено на рис. 4.

• Кутова просторова частота v_{ay} залежить від відстані R між мірою Фуко і тепловізором. Із рис. 1 і формули (7) маємо

$$v_{y, tp} = \frac{1}{\omega_{y, tp}} = \frac{N \cdot R}{l_{cr}}, \quad (17)$$

де $l_{cr} = W_{tp} = 2.3$ м — розмір тест-об'єкта.

Підставимо наведені вище параметри і функції до рівняння (12):

$$2 \exp(-0.2R) = 0.66 \cdot 4.2 \cdot 0.05 \frac{v_{y, tp}}{\exp(-0.71 v_{y, tp}^2)} \sqrt{\frac{(0.24)^2}{0.5 \cdot 50 \cdot 0.2}}.$$

Останнє рівняння запишемо у вигляді

$$\exp(-0.2R) \frac{\exp(-0.71 v_{y, tp}^2)}{v_{y, tp}} = 0.007 \text{ мрад.} \quad (18)$$

Розв'язком цього трансцендентного рівняння є кутова просторова частота ν_{ay} для різних значень відстані R . Наприклад, для $R = 2$ км маємо $\nu_{ay, \max} = 2.2$ мрад⁻¹.

2. За формулою (7) розраховуємо кількість періодів N міри Фуко уздовж вертикального напрямку (критичного розміру цілі, рис. 1).

$$N = 2.2 \frac{2.3}{2} \approx 3 \text{ періоди.}$$

Кількість пар штрихів N будемо використовувати для визначення ймовірності виконання завдання із спостереження за ціллю.

3. Згідно із критерієм Джонсона для ймовірності виконання завдання спостереження 50 % із табл. 1 визначаємо кількість періодів міри уздовж критичного розміру цілі: для виявлення — $N_{d,50} = 1$, для розпізнавання — $N_{r,50} = 3$, для ідентифікації — $N_{i,50} = 6$.

4. Для визначеного числа періодів $N = 3$ міри Фуко за формулою (8) для функції $TTPF$ визначаємо ймовірність виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі: $P_d = 98$ %, $P_r = 50$ %, $P_i = 10$ %.

5. Із формули (7), яку представимо у вигляді

$$R_{50} = \nu_{y, tp} \frac{l_{cr}}{N_{50}}, \quad (19)$$

розраховуємо відстані від ТПСС до цілі, при якій виконується певне завдання спостереження з ймовірністю 50 % згідно з критерієм Джонсона: $R_{d,50} = 5.1$ км, $R_{r,50} = 1.69$ км, $R_{i,50} = 0.84$ км.

6. За формулою (7) для функції $TRTPF$ визначаємо ймовірність виконання завдання на заданій відстані R . Для отриманої ймовірності $P(R)$ із графіка, наведеного на рис. 4, визначаємо відношення R_{50} / R , яке для відстані $R = 1.7$ км дозволяє визначити ймовірності: виявлення —

$P_d = 0.99$, розпізнавання — $P_r = 0.5$, ідентифікації $P_i = 0.1$.

7. Порівняння результатів розрахунків ймовірностей виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі, які були отримані для ідентичних ТПСС для контрастно обмеженої системи [6] і системи, обмеженої шумом, свідчать про адекватність запропонованих моделей тепловізійних систем. На нашу думку, перевагу слід віддати ТПСС, обмеженій шумом, бо вона одночасно враховує просторове і енергетичне розділення, що важливо при застосуванні систем у військовій справі для розрізнення цілей на граничній дальності.

ВИСНОВКИ

Розроблено більш досконалий (зручний) алгоритм і метод розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження на заданій дальності, в основі якого лежать мінімальна роздільна різниця температур, критерій Джонсона сприйняття оператором зображення на екрані дисплея, а також функції $TTPF$ і $TRTPF$. У запропонованій моделі тепловізійна система спостереження розглядається як лінійна інваріантна система в кутових просторових частотах у просторі об'єкт — ТПСС.

Запропонований алгоритм дозволяє відносно просто розрахувати ймовірність виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі тепловізійною системою, яка обмежена шумами системи, що є дуже важливим для ефективного використання дронів для розрізнення цілей на граничній дальності. Подальші дослідження доцільно провести із застосування цього алгоритму для визначення просторових координат дронів.

REFERENCES

1. Definition of nominal static ranger performance for thermal imaging systems (1995). STANAG 4347.
2. Driggers R. G., Friedman M. H., Devitt J. W., Fuxhi O., Singh A. (2022). *Introduction to infrared and electro-optical systems* (3th ed.). Artech House, 712 p.
3. Kaplan H. (2010). *Practical applications of infrared thermal sensing and imaging equipment* (3th ed.). Washington, USA: SPIE Press, 192 p.
4. Keßler S., Galb R., Wittenstein W. (2017). TRM4: Range performance model for electro-optical imaging Systems. Fraunhofer Institute of Optronics, System Technologies and Image. *Proc. of SPIE*, **10178**, 101780P.
5. Kolobrodov V. H., Lykholit M. I. (2007). *Design of thermal imaging and television surveillance systems*. Kyiv: NTUU KPI, 364 p.
6. Kolobrodov V. H., Lykholit M. I., Tiahur V. M., Vasylykova I. O., Kolobrodov M. S. (2023). Probability of target discrimination by the contrast-limited thermal vision system of a UAV. *Space Science and Technology*, **29**(5), 20–32.
7. Lloyd J. M. (1975). *Thermal Imaging Systems Optical physics and engineering*. Plenum Press, 456 p.
8. Melamed R., Yitzhaky Y., Kopeika N. S., Rotman S. R. (1998). Experimental comparison of three target acquisition models. *Opt. Engineering*, **37**(7), 1902–1913.

Стаття надійшла до редакції 28.02.2024

Після доопрацювання 08.04.2024

Прийнято до друку 15.04.2024

Received 28.02.2024

Revised 08.04.2024

Accepted 15.04.2024

V. G. Kolobrodov¹, Professor, Dr. Sci. in Tech., Professor
M. I. Lykholit², Advisor to the acting Director – Chief Designer,
Corresponding Member of NAS of Ukraine, Dr. Sci. in Tech., Docent
V. M. Tiagur², Deputy Chief of Scientific and Technical Complex –
Chief Designer of Division, Docent, Dr. Sci. in Tech., Docent
I. O. Vasylykova¹, Senior Lecturer, Ph. D. in Tech
M. S. Kolobrodov¹, Researcher, Ph. D. in Tech

¹National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”
37, Beresteyskyi Ave., Kyiv, 03056 Ukraine

²Special Device Production State Enterprise “Arsenal”
8, Princes of Ostrozki Str., Kyiv, 01010 Ukraine

ALGORITHM FOR DETERMINING THE PROBABILITY OF TARGET DETECTION AND RECOGNITION BY AN AVIATION THERMAL VISION SYSTEM IN NOISE CONDITIONS

Thermal imaging equipment is widely used in modern military operations due to its ability to observe targets even in adverse weather conditions continuously. Thermal imaging surveillance systems (TISS) are primarily designed to detect, recognize, and identify targets. Despite the progress, existing methods do not allow quickly calculating the probability of detecting, recognizing, or identifying a target at user-defined distances from the TISS to the target.

The article aims to develop a more advanced method and algorithm for calculating the probability of detection, recognition, and identification of a target by a noise-limited thermal imaging surveillance system.

A more advanced (convenient) algorithm and method for calculating the probability of detection, recognition, and identification of an object (target) by a thermal imaging surveillance system at a given range have been developed. This is based on the minimum resolution temperature difference, Johnson’s criterion, as well as the *TTPF* and *TRTPF* functions. The proposed algorithm makes it relatively easy to calculate the probability of detecting, recognizing, and identifying a target by a thermal imaging system, which is limited by system noise.

Keywords: aviation thermal imaging system; probability of detecting, recognizing, and identifying the target; target range; threshold contrast perception; probability transfer function based on target distance.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.031>

UDC 623.76

O. ZHUGAN, Leading engineer

E-mail: zhugan_aleksandr@ukr.net

M. DEGTYAREV, Chief Designer and First Deputy Director General

M. K. Yangel Yuzhnoye State Design Office

3, Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

E-mail: info@yuzhnoye.com

VERSION OF LOITERING MUNITIONS CLASSIFICATION BASED ON THE STATE-OF-THE-ART AND TRENDS ANALYSIS

At present, objects of the rocket and space industry and strategic nuclear forces of the leading countries of the world, as well as other expensive infrastructure objects, can be attacked by air attack units belonging to the newest class of weapon — loitering munitions. This type of weapons combines low cost and easy development and production, which makes them available for illegal armed formations and the conduct of hybrid warfare. According to their design features and performance characteristics, loitering munitions occupy a place between cruise missiles and unmanned aerial vehicles.

To analyze the threats from this type of weaponry to objects of the rocket and space industry and other sectors of the economy and to determine potential countermeasures, a version of classifying modern and future loitering munitions is proposed based on their operating range and typical destruction objectives. Specifically, loitering munitions can be divided into anti-aircraft munitions and munitions to target ground objectives. The latter category is additionally divided into tactical, medium-range, and long-range loitering munitions. Technical features, typical munitions and development trends are given for each category of loitering munitions. The dependence of the loitering munition warhead mass on the launch mass was studied, and the effect of the installed engine type was shown. The dependence of the main engine type on the loitering munition category is identified, which is a determining factor that forms the configuration and performance characteristics of a munition.

An analysis of modern armed conflicts shows that loitering munitions are gaining more and more importance for successful accomplishment of combat missions. It is shown that depending on the enemy, nature of hostilities, technological and economic capabilities of the parties to the conflict, loitering munitions of different categories can be used. Examples are given of the prominent role of loitering munitions in such conflicts as the current conflict in Yemen and the recent war in Nagorno-Karabakh.

Based on the proposed classification of loitering munitions and the experience of their tactical employment in armed conflicts of the 21st century, a vision was formed for the development of loitering munitions for the Armed Forces of Ukraine.

Keywords: loitering munitions, operating range, armed conflict.

Цитування: Zhugan O., Degtyarev M. Version of loitering munitions classification based on the state-of-the-art and trends analysis. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 3 (148). P. 31—39. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.031>

© Publisher PH «Akadempriodyka» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

INTRODUCTION

The experience of local armed conflicts of the 21st century, measures for the development of the armed forces, as well as the views of the military leadership of leading countries on the preparation and conduct of hostilities testify to the growing role of complexes with unmanned aerial vehicles (UAV) of various types and applications. Attack and multi-purpose UAVs, which, in addition to reconnaissance, are capable of destroying enemy targets, are becoming more and more essential. Among the aircraft of this category, kamikaze UAVs are widely used, equipped with a warhead and reconnaissance and surveillance equipment. Thanks to the ability to stay in the air for a long time while waiting for the moment to strike, the UAVs of this class were named “loitering munitions” (LM).

The most vivid examples of massive and coordinated use of the attack UAVs are the Second Karabakh War, where up to 39 % of all targets destroyed by the Armed Forces of Azerbaijan were accounted for by these means of air strike, as well as the war in Yemen, during which the Yemeni rebels carried out a series of strikes on military bases, airfields, oil production facilities and oil refineries using loitering, probably Iran-made munitions.

The start of the development of loitering munitions in Ukraine is connected with the anti-terrorist operation in the east of Ukraine. Specialists of the State Research and Testing Center of the Armed Forces of Ukraine, jointly with Pershiy Kontakt LLC, conducted research tests of domestic loitering munitions [10]. A particularly urgent task today, after the start of the full-scale invasion, is to identify the priority areas of development of this type of weapon.

PROBLEM STATEMENT

Before giving practical recommendations for the development of a line of domestic loitering munitions,

it is advisable to analyze existing and future world counterparts, their typical use in armed conflicts, and identify the principal global trends in the development of this class of aircraft.

PRESENTATION OF THE MAIN MATERIAL

Loitering munitions (LM) are a relatively new class of weapons that have occupied an intermediate niche between cruise missiles (CM) and unmanned aerial vehicles (UAV). A comparison of the above classes of weapons is shown in Table 1.

At the same time, the tendency of blurring the lines between the above classes of weapons can be mentioned. Tomahawk and Deliah cruise missiles can loiter in the target area with a target change, with information transmitted via Link 16 tactical data transmission network. In addition, some UAVs that used to be reconnaissance are now equipped with a warhead (for example, Orbiter-1K). LMs with long flight duration can be used to transmit data before attacking a target.

Modern LMs can be divided into the following categories according to their operational range:

- Tactical (up to 50 km);
- Medium range (from 50 to 150 km);
- Long range (over 150 km).

Infantry units at the platoon-company level and special forces are equipped with tactical loitering munitions. As a rule, this type of LMs is launched manually or from launch containers, which are transported by the personnel. In addition, tactical LMs can be installed on off-road passenger cars, combat boats, and aircraft. Some tactical LMs (Lancet, RAM UAV, etc.) are launched from a catapult. Tactical LMs are characterized by low cruising speed and short flight duration (not more than 2 hours), which is ensured by electric motors and low-capacity on-board power sources. The development of tactical LMs is aimed at

Table 1. Comparison of cruise missiles, loitering munitions, and unmanned aerial vehicles

Weapon class	Warhead	Return and reuse	Loitering capability	Flight controllability	Cruising speed	Target search and acquisition
CM	yes	no	no or limited	no or limited	>750 km/h	terminal phase
LM	yes	rarely	yes	yes	100 to 150 km/h	whole flight
UAV	no	yes	yes	yes	100 to 900 km/h	whole flight



Figure 1. LM Switchblade 300 configuration



Figure 2. LM Hero-120 configuration

Table 2. Basic specifications of tactical LMs

Name	Manufacturer	Length, m	Wingspan, m	Launch mass, kg	Warhead mass, kg	Altitude, m	Flight velocity, km/h	Operational range, km	Time of loitering, min
Green Dragon	Israel	1.6	1.7	15	3	n/a	up to 185	40–50	90
Hero 30	Israel	0.8	0.5	3	0.5	up to 3100	100–160	5–40	30
Hero 70	Israel	1	0.565	7	1.2	up to 3100	100–150	40	45
Hero 120	Israel	1.5	0.85	12.5	3.5	up to 3100	100–120	40	60
Rotem L	Israel	n/a	n/a	4.5–6	0.9–1.2	n/a	up to 100	10	45
Switchblade 300	USA	up to 0.61	n/a	2.5	0.23	152	102–161	10	15
Switchblade 600	USA	n/a	n/a	23	n/a	200	112–185	40	40
Coyote	USA	0.9	1.5	5.9	0.9	n/a	102–130	n/a	up to 120
CH-901	China	1.2	1.5	9	2.7	up to 1500	70–120	15	up to 120
RF-70	China	0.885	n/a	7	1.5	up to 5000	108–144	10	60
RF-90	China	1.07	n/a	10	3	up to 5000	108–144	up to 15	60
RF-200	China	1.86	n/a	20	4.5	up to 5000	100–126	up to 30	120
BG-201 v.1	China	0.739	n/a	3.5	0.5	n/a	108–144	10	30
BG-201 v.2	China	1.069	n/a	9	1.5	n/a	108–144	10	30
S570	China	n/a	n/a	7	n/a	n/a	n/a	10	25
KUB-BLA	Russia	0.95	1.2	n/a	3	n/a	up to 130	n/a	30
Lancet-1	Russia	n/a	n/a	5	1	n/a	80–110	40	30
Lancet-3 v.51	Russia	n/a	1.65	n/a	5	n/a	up to 110	40	40–60
Lancet-3 v.52	Russia	n/a	n/a	12	3	n/a	80–110	40	40
Kargu	Turkey	0.78	0.78	6.285	1.3	500	72	5	15
ALPAGU	Turkey	n/a	n/a	3.7	1.3	125	92–120	5–10	10–20
Warmate	Poland	1.1	1.6	5.3	1.4	100–500	50–150	12	50
Warmate 2	Poland	n/a	n/a	30	4.8	200–500	up to 150	20	120
Meraj-521	Iran	n/a	n/a	n/a	0.5–1	n/a	n/a	5–10	5–15
HRESH	Armenia	n/a	n/a	7	1.6	1000	n/a	20	n/a
Enrol Pilot	Indonesia	n/a	1.2	3	0.8	n/a	up to 250	40	20
RAM UAV	Ukraine	1.78	2.3	8	up to 3	n/a	70	up to 30	up to 40
RAM II	Ukraine	1.45	2.584	9.8	3	n/a	70	30	up to 60
ST-35 Thunder	Ukraine	n/a	n/a	9.5	3.5	800–1200	120–140	30	up to 60
UJ-31/32	Ukraine	n/a	n/a	n/a	up to 2	n/a	120	20	up to 30



Figure 3. LM Ababil-T configuration



Figure 4. LM Shahed-136 configuration

Table 3. Basic specifications of medium-range LMs

Name	Manufacturer	Length, m	Wing-span, m	Launch mass, kg	Warhead mass, kg	Altitude, m	Flight velocity, km/h	Operational range, km	Time of loitering, h
Mini Harpy	Israel	2.5	2.9	40	8	up to 1500	102—370	100	2
Orbiter-1K	Israel	1	2.2	10.3	up to 2.5	up to 3100	up to 140	up to 100	3
Sparrow	Israel	2.14	2.44	45	up to 12	n/a	up to 185	up to 120	up to 6
Hero 250	Israel	1.8	1.2	25	5	up to 4100	100—120	up to 120	3
Hero 400	Israel	2.2	1.5	40	8—10	up to 4100	100—120	up to 120	4
Jackal	USA	n/a	n/a	n/a	4.5	n/a	~480	100	0.25
Fire Shadow	Great Britain	4	n/a	200	100	up to 4600	150—300	100	up to 6
WS-43	China	3.421	2.1	60	20	n/a	370	up to 60	0.5
CM-501X/G	China	2	n/a	100—150	8—40	n/a	up to 980	up to 70	up to 0.5
Ababil-T/Qasef	Iran	2.88	3.25	up to 90	up to 30	3000	250—305	120	1.25—2
Raad-85	Iran	2.91	3.8	up to 85	up to 15	3350	25	100	1.5

Table 4. Basic specifications of long-range LMs

Name	Manufacturer	Length, m	Wing-span, m	Launch mass, kg	Warhead mass, kg	Altitude, m	Flight velocity, km/h	Operational range, km	Time of loitering, h
Harpy	Israel	2.7	2.1	125	32	up to 3000	185—250	400—500	2—3
Harop	Israel	2.5	3	135	16—23	up to 4600	up to 417	up to 1000	6
Harpy NG	Israel	n/a	n/a	160	15	n/a	up to 417	up to 1000	9
Hero 900	Israel	2.5	1.8	97	20	up to 4100	100—120	up to 250	7
Hero 1250	Israel	n/a	n/a	125	30	n/a	n/a	200+	10
LOCAAS	USA	0.91	1.18	39	7.7	230	370	185	up to 0.5
Gremlin	USA	4.2	3.47	680	up to 65.7	up to 12000	650	up to 556	up to 3
ASN-301	China	2.5	2.2	135	n/a	n/a	up to 220	280	4
Kargi	Turkey	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	n/a	up to 1000	6
Chien Hsiang	Taiwan	1.2	2	n/a	n/a	n/a	185	up to 1000	5
N/a	Armenia	n/a	2.88	n/a	10—12	up to 4000	n/a	500	n/a
Samad-2	Yemen	2.8	4.5	87.5	18	n/a	150—250	1000—1200	up to 7
Samad-3	Yemen	2.8	4.5	107.4	18	n/a	150—250	~1500	up to 13.5
Arash/Arash-2	Iran	4.5	4—4.5	n/a	n/a	n/a	n/a	1000—2000	7—8
Shahed-131 (Geran-1)	Iran	2.6	2.2	135	15	n/a	n/a	up to 900	n/a
Shahed-136 (Geran-2)	Iran	3.5	2.5	200	36—50	n/a	up to 200	up to 2000	~10

further reduction of mass, dimensions, and cost. It is also possible to distinguish two subclasses of tactical LMs, viz. anti-personnel ultra-light LMs with high-explosive fragmentation warheads weighing up to 1.5 kg (Type 1, for example, Switchblade300, Rotem L) and LMs for hitting lightly armored vehicles with a warhead weighing up to 4 kg (Type 2, for example, Hero-120, Lancet-3, ST-35). Overall configurations of typical Type 1 and Type 2 tactical LMs are shown in Figs. 1, 2. Table 2 shows the basic specifications of tactical LMs.

Medium-range loitering munitions can be used for both direct support to military units and destroying enemy targets in the depth of defense. Medium-range LMs are placed on land, at sea, and on various aviation platforms. Electric motors and piston engines are usually used as propulsion in such LMs; some LMs feature turbojet engines (WS-43, Jackal). Turbojet and, to a lesser extent, piston engines provide a higher cruising speed and can supply power to onboard electrical equipment (if a built-in generator is available); however, they are less easy to operate and increase the LM acoustic and thermal visibility. As a rule, such engines are used for LMs with a significant launch mass (~50 kg and more). The development of medium-range LMs is aimed at improving flight and performance characteristics, payload modularity, and improving control and guidance systems. A configuration of a typical medium-range LM is shown in Fig. 3. The basic specifications of medium-range LMs are shown in Table 3.

Long-range loitering munitions are designed to hit particularly important targets in the depth of the enemy's defenses. Thanks to long flight duration and autonomous target detection and capture equipment placed on board, this class of LMs can stay in a patrol area for a considerable time and hit targets such as components of long-range air defense systems and short-range ballistic missile systems, as they are advancing and deploying at firing points; aircraft on open tarmacs; communication, command, and control facilities; administrative institutions, infrastructure objects, etc. Today, three design schools can be distinguished: Israeli, American, and Iranian. Israeli LMs are placed on ground launchers and equipped with piston engines. Harpy/Harop LMs were actively exported to different countries [4], some of which



Figure 5. LM 358 configuration

developed their unlicensed copies (ASN-301, Kargi). Long-range LMs developed in the United States are aircraft-based and equipped with turbojet engines. A separate area of development is long-range LMs developed in Iran or with Iran's assistance. Like the Israeli munitions, they are equipped with piston engines and launched from a ground launcher, but they do not have a guidance system in the terminal flight phase; their targets are stationary objects whose coordinates are set before launch or transmitted in flight from an external reconnaissance device. According to the tactical employment profile and performance characteristics, these LMs can be compared with long-range cruise missiles; however, they have a much lower speed (up to 200 km/h). The improvement of long-range LMs is aimed at increasing the maximum flight range, time of loitering, and warhead power. A configuration of a typical long-range LM is shown in Fig. 4. The basic specifications of medium-range LMs are shown in Table 4.

A rather promising area is the development of anti-aircraft missile systems based on loitering munitions to counter low-speed aircraft (primarily UAVs). A representative of this LM class is Coyote Block2, used as part of the M-ATV-based air defense system. The Coyote Block2 LM has a range of about 15 km, other characteristics are unknown. This type of weapon also includes an Iranian anti-aircraft loitering missile, which is designated as "358" according to the U.S. classification. This LM has a 10-kg warhead and an approximate range of 150 km. A feature of these anti-aircraft LMs is the use of a turbojet as the main engine, which provides high subsonic speed. The prospects for the development of this class of LMs are the expansion of the range of targets and the improvement of flight and performance characteris-

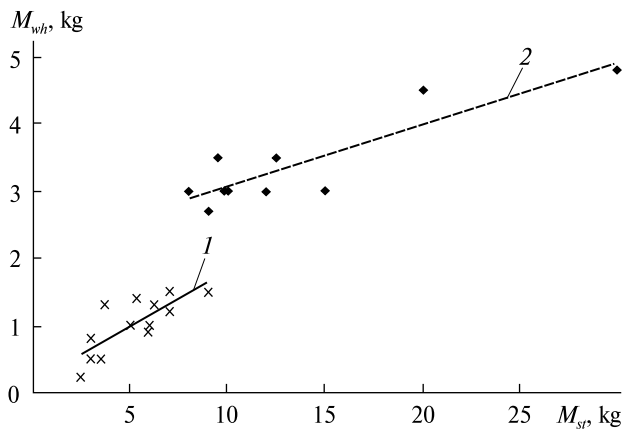


Figure 6. Dependence of warhead mass on launch mass for tactical loitering munitions (curve 1 is for Type 1 tactical LMs, curve 2 is for Type 2 tactical LMs)

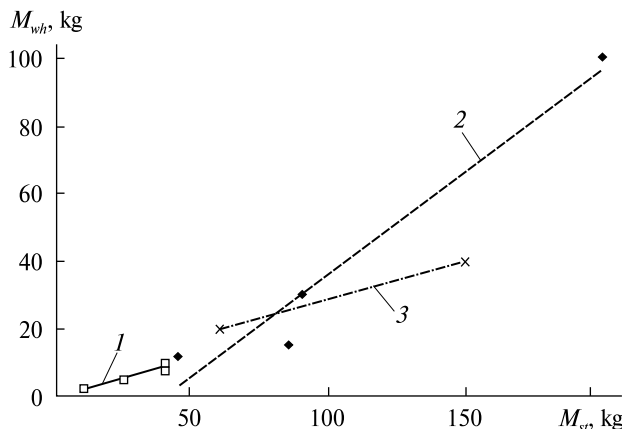


Figure 7. Dependence of warhead mass on launch mass for medium-range loitering munitions (curve 1 is for medium-range LMs with an electric motor, curve 2 is for medium-range LMs with a piston engine, curve 3 is for medium-range LMs with a turbojet)

tics. A configuration of a typical anti-aircraft LM is shown in Fig. 5.

Based on the analysis of the available characteristics of loitering munitions, dependences of the loitering munition warhead mass on the launch mass were made. Fig. 6 shows the dependence for tactical loitering munitions. A clear division between Type 1 and Type 2 LMs can be seen, which is due to the deployment of a rather powerful warhead to destroy armored targets by Type 2 tactical LMs. Fig. 7 shows this dependence for medium-range loitering muni-

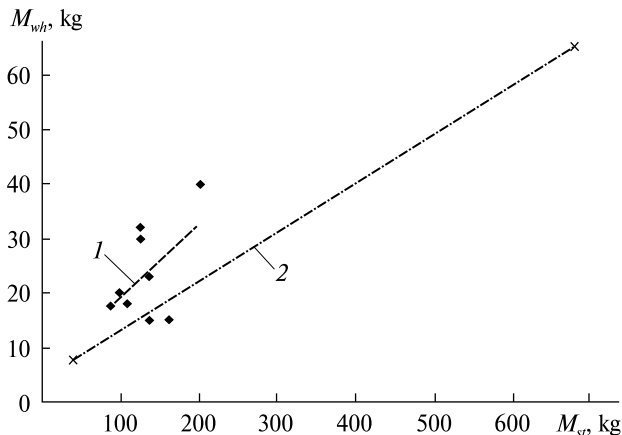


Figure 8. Dependence of warhead mass on launch mass for long-range loitering munitions (curve 1 is for long-range LMs with a piston engine, curve 2 is for long-range LMs with a turbojet)

tions, indicating the type of main engine. It can be seen from Fig. 7 that the nature of the dependence is approximately the same for LMs with any type of engine, but using an electric motor is advisable for loitering munitions with a launch mass of not more than 50 kg. Fig. 8 shows the dependence for long-range LMs. It can be seen from the Figure that LMs with piston engines have a slightly higher relative warhead mass, which is compensated by a lower cruising speed. Since the main engine type has a significant impact on the LM characteristics, its dependence on the LM type was compiled in accordance with the proposed classification. This dependence is shown in Fig. 9.

The LMs have been widely used in armed conflicts of the 21st century (in Afghanistan, Libya, Syria, Yemen, Nagorno-Karabakh, and Ukraine). In Afghanistan, the U.S. Army used mostly light tactical LM Switchblade 300 [3], which was determined by the existing threat, i.e., personnel on unarmored vehicles.

Using LMs by the Government of National Accord, supported by Turkey, was reported during the civil war in Libya. Fragments of Kargu tactical LMs, which were used against the enemy, were discovered, and long-range Harpy LMs were also probably used to defeat the Pantsir-S anti-aircraft missile defense system [2].

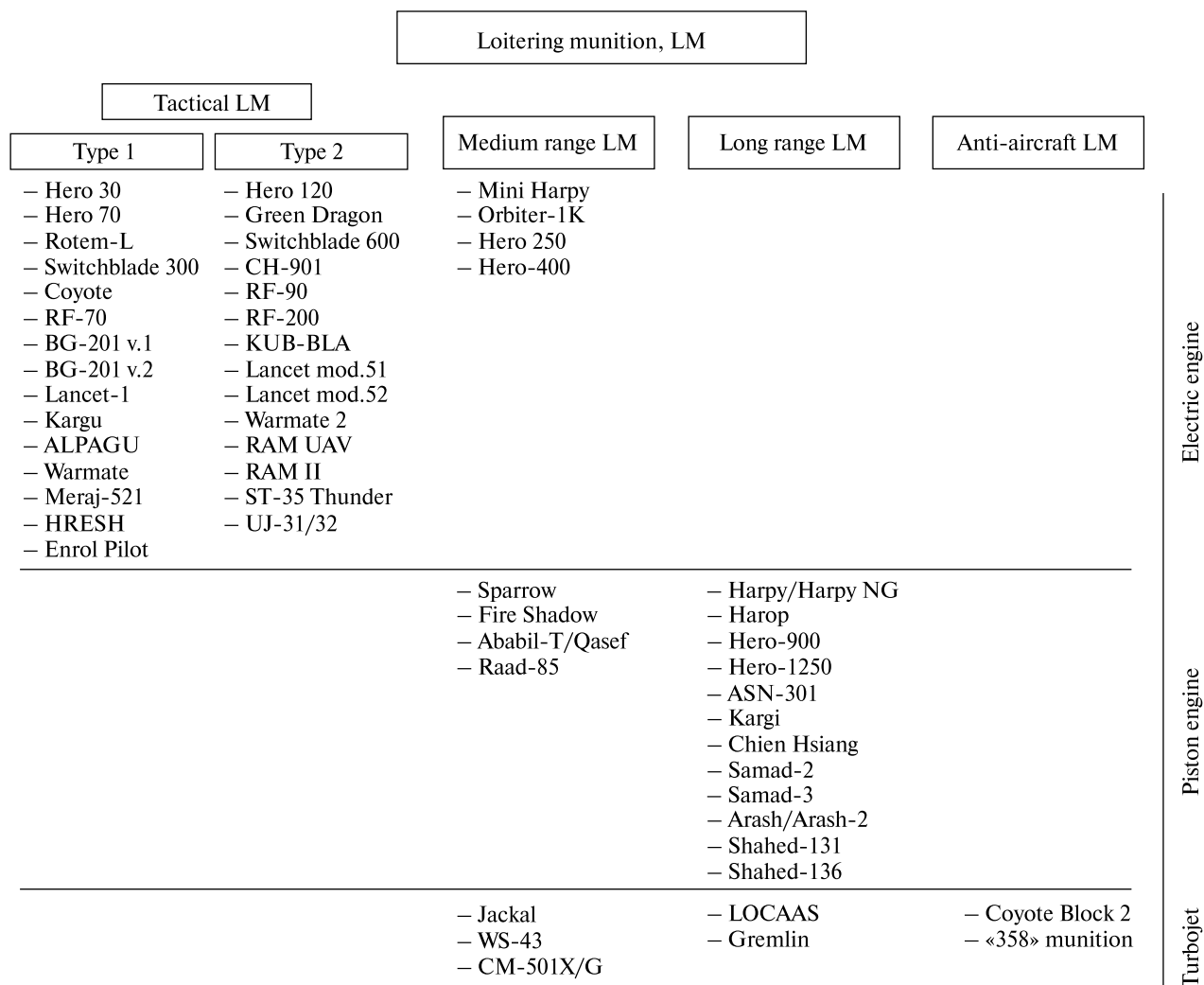


Figure 9. Dependence of main engine type on loitering munition category

The civil war in Syria led to the intervention of the armed forces of the United States, Israel, Turkey, the Russian Federation, and Iran, most of whom used LMs [8]. In particular, the United States, Turkey, and the Russian Federation used tactical LMs, Switchblade 300, Kargu, and Lancet-3, respectively, to destroy personnel and vehicles, while Israel used an unspecified type of LMs to destroy enemy air defenses.

During the civil war in Yemen, the Houthi rebels used LMs supplied by Iran. Medium-range (Qasef) and long-range (Samad-2/3, Shahed-131) LMs are used, their principal targets being infrastructure objects and stationary and mobile military facilities [1,

6]. In addition, LM “358” is used to defeat MALE-class UAVs [7].

In Nagorno-Karabakh, LMs were first used in 2016, but the massive use started during the Second Karabakh War. The Armed Forces of Azerbaijan used a large number of tactical (Kargu, SkyStriker), medium-range (Orbiter-1K), and long-range (Harop) LMs [5], which hit at least 48 different targets (mainly armor and vehicles). The Armed Forces of Armenia episodically used HRESH tactical LMs, mainly targeting personnel.

During the Russian invasion of Ukraine, LMs were used by both sides. The Armed Forces of Ukraine

use tactical LMs (Switchblade 300, Warmate, RAM II, etc.) to destroy enemy personnel and equipment and improvised long-range LMs, based on civil-use UAVs, for strikes on infrastructure objects. The Armed Forces of the Russian Federation use tactical LMs (KUB-UAV, Lancet-1/3) to destroy equipment and long-range LMs (Shahed-131/Gheran-1, Shahed-136/Gheran-2) to destroy infrastructure objects [9, 11].

CONCLUSIONS

The analysis of the LMs' basic specifications, development trends, and features of tactical employment in armed conflicts showed that it is important for the Armed Forces of Ukraine to have a line of LMs of different classes to perform the following missions:

- Hit personnel and unarmored equipment (Type 1),

- Hit lightly armored and armored vehicles, howitzers, etc. (Type 2),

- Hit infrastructure objects and military facilities in the depth of defense (Type 3),

- Hit airborne targets (Type 4).

The needs of the Armed Forces for Type 1 LMs can be accommodated by Switchblade 300 and Warmate, for Type 2 LMs, by Switchblade 600, RAM UAV, RAM II, ST-35 Thunder, etc. Loitering munitions converted from civil-use UAVs (e.g., Mugin-5 Pro) are currently used as Type 3 LMs. In addition, the domestic military-industrial complex is developing special-purpose Type 3 LMs with a range of up to 1000 km. At the same time, Type 4 LMs are not currently in service nor being developed, although their use would provide a significant increase in the capabilities of the Air Defense Forces to hit low-speed airborne targets, such as reconnaissance UAVs, medium-range and long-range LMs, helicopters.

REFERENCES

1. Bode I., Watts T. (2023). Loitering munitions and unpredictability: Autonomy in weapon systems and challenges to human control. *Center for War Studies*, 69 p.
2. Chouldhury M. R. (2011). Final report of the Panel of Experts on Libya established pursuant to Security Council resolution 1973. *Security Council*, 548 p.
3. Hambling D. (2021). *The Legacy Of Afghanistan Is A Future Of Drone Wars*. URL: <https://www.forbes.com/sites/davidhambling/2021/08/17/the-legacy-of-afghanistan-is-a-future-of-drone-wars/?sh=5235a7b9210f> (Last accessed: 01.02.2024).
4. Hryzo A., Nevmerzhtsky I., Grigoryev V., Zinyak R. (2018). Estimation of ground based radar destruction probability by loitering munition with the radio homing mode. *Nauka i technika Povitryanich Syl Zbroynih Syl Ukrainy*, No. 1 (30), 39—46 [in Ukrainian].
5. Joël P. (2021). Drones over Nagorno-Karabakh: A glimpse at the future of war? *Atlantisch Perspectief*, 45, No. 2, 15—20.
6. Kneen T. J. (2021). Weaponizing Unmanned Aircraft Systems. *Defense Systems Information Analysis Center*, 15 p.
7. Knights M. (2021). *Iraqi Militias Show Off Iranian Anti-Air Missile*. URL: <https://www.washingtoninstitute.org/policy-analysis/iraqi-militias-show-iranian-anti-air-missile> (Last accessed: 01.02.2024).
8. Konert A. Balcerzak T. (2021). Military autonomous drones (UAVs) — from fantasy to reality. Legal and Ethical implications. *Transportation Res. Procedia*, No. 59, 292—299.
9. Kunertova D. (2023). The war in Ukraine shows the game-changing effect of drones depends on the game. *Bull. Atomic Sci.*, No.79:2, 95—102.
10. Shlapackiy V., Kamak U., Zhurahov V., Gerashenko M. (2015). Perspectives of application of the strike unmanned aerial systems in Armed Forces of Ukraine. *Viyskovo-technichni problemy*, 50—55 [in Ukrainian].
11. Taran O. et al. (2023). Methodological guidance “Struggle against iran-made “Shahed-136” and russia-made “Lancet-2” combat UAVs for the general units (in accordance to experience of russia-Ukraine war 2022—2023)”. *Centr operatyvnykh standartiv i metodyky pidgotovky Zbroynih Syl Ukrainy*, 76 p. [in Ukrainian]
12. US Army Training and Doctrine Command (2021). The Dawn of the Loitering Munitions Era. *Defence Technical Information Center*, 7 p.

Стаття надійшла до редакції 11.09.2023

Після доопрацювання 01.02.2024

Прийнято до друку 01.02.2024

Received 11.09.2023

Revised 01.02.2024

Accepted 01.02.2024

О. Жуган, пров. інж.

E-mail: zhugan_aleksandr@ukr.net

М. Дегтярьов, Ген. конструктор, перший заст. Ген. директора

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

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

E-mail: info@yuzhnoye.com

ВАРІАНТ КЛАСИФІКАЦІЇ БАРАЖУВАЛЬНИХ БОЄПРИПАСІВ НА ОСНОВІ АНАЛІЗУ СУЧАСНОГО СТАНУ ТА ТЕНДЕНЦІЙ РОЗВИТКУ

У теперішній час об'єкти ракетно-космічної галузі та стратегічних ядерних сил розвинених країн світу, як і інші дороговартісні об'єкти інфраструктури, можуть зазнати атак засобами повітряного нападу, що належать до новітнього класу озброєння — баражувальних боеприпасів. Даний тип озброєння поєднує в собі низьку вартість і простоту розробки та виготовлення, що робить їх доступними для незаконних збройних формувань та ведення гібридних бойових дій. За своїми конструктивними особливостями та технічними характеристиками баражувальні боеприпаси займають нішу між крилатими ракетами та безпілотними літальними апаратами.

Для аналізу загроз з боку даного типу озброєнь для об'єктів ракетно-космічної та інших галузей економіки з метою подальшого визначення шляхів протидії запропоновано варіант класифікації сучасних та перспективних баражувальних боеприпасів за оперативним радіусом дії та типовими об'єктами ураження, зокрема розділення баражувальних боеприпасів на клас протиповітряних та клас боеприпасів, призначених для ураження наземних цілей. При цьому останній клас додатково розділяється на підкласи тактичних, оперативно-тактичних та оперативних баражувальних боеприпасів. Для кожного класу баражувальних боеприпасів наведено технічні особливості, типові представники та тенденції розвитку. Досліджено залежність маси бойової частини баражувального боеприпасу від стартової маси, показано вплив на неї типу встановленого двигуна. Визначено залежність типу маршового двигуна від класу баражувального боеприпасу, що є визначальним фактором, який формує загальний вид та характеристику боеприпасу.

Аналіз сучасних військових конфліктів показує, що баражувальні боеприпаси набувають все більшого значення для успішного досягнення бойових задач. Показано, що в залежності від противника, характеру бойових дій, технологічних та економічних можливостей сторін можуть застосовуватися баражувальні боеприпаси різних класів. Наведено приклади визначної ролі баражувальних боеприпасів у таких конфліктах, як війна у Ємені та війна у Нагорному Карабаху.

На основі запропонованої класифікації баражувальних боеприпасів та досвіду їхнього бойового застосування у військових конфліктах ХХІ ст. сформовано візію розвитку баражувальних боеприпасів у складі Збройних сил України.

Ключові слова: баражувальний боеприпас, оперативний радіус дії, військовий конфлікт.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.040>
УДК 621.454.2.046.2

О. М. МІНАЙ, нач. сектору, аспірант

ORCID: 0000-0002-4180-0149

E-mail: minayan1976@gmail.com

І. Ю. КУЗЬМІЧ, інженер-конструктор I категорії, аспірант

ORCID: 0000-0002-3944-2602

E-mail: kuzmichyu82@gmail.com

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

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИМАЛЬНОЇ КОНСТРУКЦІЇ ЗАСОБУ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА ЗА ДОПОМОГОЮ МЕТОДУ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

Залишки компонентів ракетного палива у системі живлення рушійної установки наприкінці роботи ступеня ракети-носія значною мірою впливають на її енергетичні характеристики. Засоби забезпечення суцільності палива, якими обладнано баки сучасних ракет-носіїв, забезпечують неперервну подачу компонентів палива із бака до рушійної установки без порушення суцільності потоку і мінімізують залишки. У баку пального ракет-носіїв наявність тунельного трубопроводу ускладнює, а у певних випадках виключає можливість забору палива із полюса бака. Вирішити задачу забору пального у цьому випадку дозволяє використання засобу забезпечення суцільності палива бічного типу. Проте такий пристрій за рахунок зміщення відносно полюса днища бака на певний кут може призводити до нерівномірного за рівнем прориву і занурення газу до входу у витратну магістраль і, як наслідок, значного збільшення залишку компонентів ракетного палива. Авторами проведено пошук і обґрунтування оптимальної конструкції засобу забезпечення суцільності палива на прикладі бака пального першого ступеня ракети-носія «Циклон-4», який обладнано засобом забезпечення суцільності палива бічного типу у вигляді профільованої пластини (тарілі). Розглянуто конструкції сифонного і кільцевого засобу забезпечення суцільності палива. За допомогою емпіричних залежностей аналітично розраховано фізичний експеримент, та чисельне моделювання їхніх основних параметрів. На основі виконаних робіт здійснено порівняльний аналіз зміни енергетичних характеристик ракети-носія у залежності від вибраної конструкції. Визначено ефективність розглянутих засобів забезпечення суцільності палива за масою залишку компонентів ракетного палива у статичних умовах. Результатом проведених експериментальних та розрахунково-аналітичних робіт стало отримання найбільш оптимального варіанту засобу забезпечення суцільності палива, яким за декількома параметрами виявився сифон. Впровадження в конструкцію паливного бака ракети-носія «Циклон-4» сифонного засобу забезпечення суцільності палива, що є більш досконалим, дозволить підвищити її енергетичні характеристики за рахунок збільшення ваги корисного вантажу на 5.4 кг. Використання методів чисельного моделювання (CFD-методів) при виконанні проектно-конструкторських робіт замість звичайного використання емпіричних та напівемпіричних залежностей дозволяє отримувати точніші результати та скоротити кількість використовуваних дослідних конструкцій, кількість і тривалість випробувань та сукупну тривалість проектно-експериментальних робіт, скоротити загальні матеріально-технічні витрати та здешевити кінцеву вартість продукту розробки, що підвищить його конкурентоспроможність.

Ключові слова: залишки компонентів палива, засіб забезпечення суцільності палива, рушійна установка, паливний бак, компоненти палива.

Цитування: Мінай О. М., Кузьміч І. Ю. Визначення оптимальної конструкції засобу забезпечення суцільності палива за допомогою методу чисельного моделювання. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3 (148). С. 40–52. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.040>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

На енергетичні характеристики сучасних ракет-носіїв (РН) значною мірою впливають залишки компонентів ракетного палива у баках наприкінці роботи ступеня. Залишки компонентів палива (ЗКП) — це кількість компонентів палива (КП) у системі живлення рушійної установки (РУ), які неможливо виробити через порушення вимог щодо суцільності, тиску, температури КП на вході в РУ, а також через конструктивні особливості бака і витратної магістралі (ВМ).

Засіб забезпечення суцільності палива (ЗЗСП) — важливий елемент паливного бака, який забезпечує безперервну подачу КП із бака до РУ без порушення суцільності потоку (без газових включень), тобто максимальне їхнє вироблення.

У процесі проектування паливних баків і систем живлення КП РУ як для нижніх ступенів [1, 17], так і для космічних ступенів РН [9, 18], важливим є питання вибору оптимального типу ЗЗСП. Цим будуть надалі визначатися терміни проектування ЗЗСП; обсяг та термін експериментального відпрацювання (фізичного і чисельного) [12, 16]; потрібна для експериментального відпрацювання матеріально-технічна частина; енергетичні характеристики РН (за рахунок маси залишків КП) і, як наслідок, загальні часові та матеріально-технічні витрати на розробку як безпосередньо ЗЗСП, так і РН в цілому [13, 21].

Основним параметром, який визначає ефективність роботи ЗП, є критична висота $H_{кр}$ провалу рівня КП у статичних умовах. Це висота рівня рідини у баку, при якій відбувається прорив газу до входу у ВМ. Від значення $H_{кр}$ безпосередньо залежить маса ЗКП.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Наявність у баках пального деяких РН тунельного трубопроводу, мала відстань між входом у двигун і днищем бака, потреба роздільного живлення кількох двигунів із одного бака для забезпечення живлення РУ КП значно ускладнюють відбір палива із полюса бака.

Метою нашого дослідження є визначення оптимальної конструкції ЗЗСП для бака з наявністю тунельного трубопроводу, яка забезпечить

підвищення енергетичних характеристик РН. Одним з досить поширених варіантів рішення щодо відбору палива із бака в цьому випадку є використання ЗЗСП бічного типу.

Бічні ЗЗСП характеризуються кутом розташування відносно полюса бака β (для центральних ЗЗСП кут $\beta = 0$). Наявність нахилу β призводить до нерівномірного за рівнем прориву газу до входу у ВМ і, як наслідок, до значного збільшення ЗКП, що негативно впливає на енергетичні характеристики РН [2, 10].

У попередній статті авторів [6] на прикладі бака пального першого ступеня РН «Циклон-4», який обладнано бічними ЗЗСП у вигляді профільованої пластини (тарілі), для усунення недоліків, притаманних цій конструкції, було розглянуто можливість використання замість бічної тарілі сифонного та кільцевого ЗЗСП. Задля цього були здійснені проектні роботи з визначення їхніх основних геометричних параметрів (розробка конструктивних схем). Було розраховано значення $H_{кр}$ за методикою [11], що ґрунтується на емпіричних та напівемпіричних залежностях. Коефіцієнти до цих залежностей отримувались при експериментальному відпрацюванні моделей, конструкція яких найбільш подібна до спроектованих ЗЗСП. Після цього було виконано порівняльний аналіз зміни енергетичних характеристик РН в залежності від вибраної конструкції ЗЗСП.

Конструктивні схеми наявного ЗЗСП РН «Циклон-4» у вигляді бічної профільованої пластини (тарілі), та спроектованих сифонного та кільцевого ЗЗСП наведено на рис. 1. Детальніше загальні параметри кільцевого та сифонного ЗЗСП та основні принципи їхнього проектування розглянуто у роботі [6].

На основі результатів розрахунково-аналітичних робіт було зроблено порівняльний аналіз значень $H_{кр}$ розглядуваних конструкцій ЗЗСП.

Значення критичної висоти провалу рівня КП і ЗКП у баку пального з наявністю тунельного трубопроводу при впровадженні різних схем ЗЗСП наведено у табл. 1 [6], де $H_{кр}$ — критична висота провалу рівня КП відносно теоретичного полюса бака, $M_{ЗКП}^{стат}$ — маса статичного гідравлічного ЗКП, $M_{ЗКП}^к$ — маса конструктивного ЗКП, $M_{ЗКП}^{сум}$ — сумарна маса ЗКП.

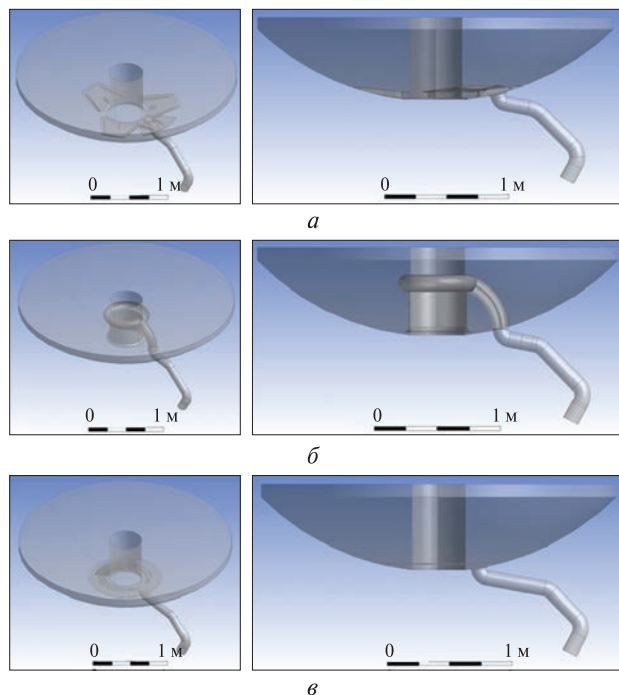


Рис. 1. Принципові конструктивні схеми ЗЗСП: *а* — бічного типу, у баку пального першого ступеня РН «Циклон-4», *б* — сифонного ЗЗСП, *в* — кільцевого ЗЗСП. Зліва — аксонометричний вигляд, справа — вигляд спереду

Таблиця 1. Значення величини критичної висоти провалу рівня компонентів палива і відповідне значення залишків компонентів палива у баку пального

Конструкція ЗЗСП	$H_{кр}$, мм	$M_{ЗКП}^{стат}$, кг	$M_{ЗКП}^к$, кг	$M_{ЗКП}^{сум}$, кг
ЗЗСП бічного типу	147	94.8	—	94.8
Сифонний ЗЗСП	40	8.69	22.91	31.6
Кільцевий ЗЗСП	104	47.4	—	47.4

У розвиток проектних робіт, наведених у статті [6], з метою більш досконалого розрахунку робочих параметрів ЗЗСП авторами було додатково зроблено:

- фізичний експеримент з визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу на дослідних конструкціях (ДК);
- чисельне моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу за допомогою програмного пакету CFD-розрахунків ANSYS Fluent;

- верифікацію чисельного моделювання за результатами фізичного експерименту;
- чисельне моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного та кільцевого ЗЗСП;
- порівняльний аналіз і визначення оптимальної конструкції ЗЗСП за фактором впливу отриманих значень ЗКП на зміни енергетичних характеристик РН по результатах чисельного моделювання.

ФІЗИЧНИЙ ЕКСПЕРИМЕНТ З ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЗСП БІЧНОГО ТИПУ

Фізичний експеримент з визначення гідравлічних ЗКП для ЗЗСП бічного типу було проведено на ДК масштабів M_1 1:1, та M_2 1:4 в умовах земного тяжіння. За модельні рідини було використано дистильовану воду (для M_1 1:1) та гас (для M_2 1:4).

Подібність гідродинамічних процесів, що відбуваються під час спорожнення ДК у земних умовах та в умовах космічного польоту у натурних баках з паливом, забезпечувалось рівністю безрозмірних чисел Фруда (Fr), Рейнольдса (Re), Струхалія (St), та геометричної подібності [8].

Число Фруда:

$$Fr = \frac{\dot{V}_M}{a_{XM} \cdot L_M^5} = \frac{\dot{V}_H}{a_{XH} \cdot L_H^5},$$

число Рейнольдса:

$$Re = \frac{W_M \cdot L_M}{\nu_M} = \frac{W_H \cdot L_H}{\nu_H},$$

число Струхалія:

$$St = \frac{a_M \cdot \tau_M^2}{L_M} = \frac{a_H \cdot \tau_H^2}{L_H},$$

геометрична подібність:

$$\frac{L_H}{L_M} = M,$$

де a_M, a_H — модельне і натурне прискорення, м/с²; τ_M, τ_H — модельний і натурний час, с; L_M, L_H — лінійний розмір, м; \dot{V}_M, \dot{V}_H — модельні і натурні об'ємні витрати, м³/с; W_M, W_H — модельна і натурна швидкість течії рідини, м/с; ν_M, ν_H — модельна і натурна кінематична в'язкість, м²/с.

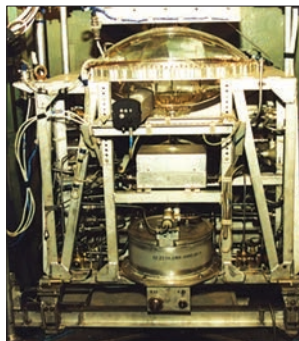


Рис. 2. Фото процесу наповнення дослідних конструкцій M_1 1:1 модельною рідиною (водою)

Дослідна конструкція M_1 1:1 була нижньою частиною штатного бака пального разом з ЗЗСП бічного типу та ВМ, на кінці якої було встановлено фотометричний давач суцільності. Перед початком експерименту дослідна конструкція заповнювалась модельною рідиною (водою). Потрібне значення витрат рідини під час проведення експерименту забезпечувалось завдяки попередньому налаштуванню дросельного механізму відсічного клапана. У процесі експерименту після фіксації давачем суцільності наявності газових включень у потоці рідини, виконувалась відсічка ЗКП, та їхній злив по байпасній лінії до вимірювальної ємності, де визначались значення ЗКП. На рис. 2 наведено фото процесу наповнення ДК M_1 1:1 модельною рідиною (водою).

Дослідна конструкція M_2 1:4 була нижньою частиною штатного бака пального, виконаною з прозорого органічного скла, разом з ЗЗСП бічного типу та ВМ, на кінці якої було встановлено фотометричний давач суцільності. ДК було інтегровано у кінематичну модель (КМ), до складу якої входили:

- система керування та вимірювання (СКТВ);
- пневмогідросистема (ПГС);



а



б

Рис. 3. Фото загального виду КМ (а) і ДК (б) для гідродинамічних іспитів M_2 1:4

Таблиця 2. Маса M статичних гідравлічних залишків компонентів палива для бічного ЗП, в залежності від числа Фруда F_r

F_r	M , кг	F_r	M , кг
M_1 1:1 (вода)		M_2 1:4 (гас)	
12.49	76.50	18.19	83.34
11.97	82.03	19.87	104.72
14.66	78.87	20.80	99.22
18.23	94.68	20.83	105.82
19.51	94.68	20.84	94.04
23.61	101.00	21.11	91.60
27.32	102.58	21.21	94.55
27.32	105.75	21.37	86.00

- система відеовимірювань.

Перед початком експерименту дослідна конструкція заповнювалась модельною рідиною (гасом). Потрібне значення витрат рідини під час експерименту забезпечувалось створенням необхідного тиску у ДК. Під час експерименту відповідні давачі фіксували тиск у ДК, витрати рідини, суцільність потоку рідини на виході з ВМ, тиск у зливній ємності, проводилась відеофіксація процесу зливання модельної рідини з ДК до зливної ємності.

Розрахунок ЗКП виконувався обчислювальною станцією системи керування та вимірювання на основі отриманих даних.

На рис. 3 наведено фото загального виду КМ для гідродинамічних іспитів і ДК (окремий вид) M_2 1:4 відповідно.

Результати іспитів з визначення маси статичних гідравлічних ЗКП у КМ масштабів M_1 1:1 та M_2 1:4 для ЗЗСП бічного типу, в залежності від значень числа Фруда Fr , які були перераховані для натурних умов, наведено у табл. 2.

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ВИПОРОЖНЕННЯ БАКА І ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЗСП БІЧНОГО ТИПУ

З розвитком обчислювальної техніки та числових методів розв'язування диференціальних рівнянь руху рідини з'явилась можливість заміни практично повсюдного використання емпіричних залежностей більш точним обчислювальним експериментом, яку дуже активно стали використовувати інженери-проектувальники ЗЗСП [7, 14, 15, 19, 20].

Так, до 1990-х років у США компаніями «Lockheed Martin» і «PMD Technology» було повністю сформовано та багаторазово апробовано науково-інженерний підхід до розробки ЗЗСП, який дозволяв розширити модельний ряд, оптимізувати параметри конструкції, зменшити строк проектування і здешевити кінцеву вартість виробів. Такий підхід повністю базувався на використанні методів обчислювальної гідрогазодинаміки (Computational Fluid Dynamics — CFD). З часом він став повсюдно визнаним інженерним інструментом.

До ключових проєктів, які підтвердили можливість числових методів при розробці ЗЗСП, стали місії телескопів SDO і JWST; космічної експериментальної платформи NFIRE; дослідницького супутника MESSENGER.

При цьому під час місії MESSENGER на орбіті Меркурія розробники виконали багаторазові розрахунки у CFD, щоб оптимізувати послідовність вмикання маршового двигуна для звільнення ЗКП, який «прилип» до перегоронок бака. Прогнози, отримані CFD-методом, були дуже доцільними та точними, що у черговий раз підтвердило економічну і наукову доцільність використання методів чисельного моделювання в ракетно-космічній галузі.

У Європі за відсутності доступної бази даних результатів наземного відпрацювання різноманітних конструкцій ЗЗСП процес впроваджен-

ня чисельних методів при розробці ЗЗСП йшов більш повільними темпами. Прискорення йому надала робота над спільним з США проєктом «Space Shuttle» наприкінці 1980-х років. Під час його реалізації було проведено широкомасштабні дослідження з використанням дослідницької платформи ЕМТЕ, що дозволило отримати гарну початкову базу даних. Надалі європейські розробники ЗЗСП подовжували розширювати наявну базу даних під час втілення різноманітних проєктів. Проводились як експерименти, так і розрахунки чисельними методами.

В Україні інженери ДП «КБ «Південне» почали використовувати чисельні методи при проєктуванні ЗЗСП з 2012 р., після придбання ліцензії на програмний пакет ANSYS. Як і у випадку з європейськими інженерами, поповнення необхідної для верифікації чисельних розрахунків бази експериментальних даних йшло разом з виконанням робіт над проєктом РН «Циклон-4». І якщо на перших етапах робіт проєктні параметри ЗЗСП підтверджувались виключно результатами експериментів на наземних гідродинамічних стендах та стендах невагомості, то на заключних етапах почали паралельно застосовуватись чисельні методи. Застосування чисельних методів дозволило скоротити: кількість використаних ДК, необхідну кількість випробувань, тривалість іспитів, і, щонайважливіше, скоротити загальні матеріальні витрати.

Для розв'язання поточної задачі чисельне моделювання виконувалось для повномасштабного (натурного) паливного бака та натурних умов польоту РН «Циклон-4».

Процес чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу у програмному пакеті обчислювальної гідродинаміки ANSYS Fluent складався з кількох етапів:

- побудова 3D-моделі розрахункової області течії рідини;
- побудова розрахункової сітки;
- вибір математичної моделі розрахунку;
- завдання властивостей матеріалів;
- завдання початкових та граничних умов;
- завдання параметрів вирішувача;
- обчислювання;

- візуалізація, обробка та аналіз результатів обчислювання.

Точність та достовірність результатів чисельного експерименту залежала від коректності виконання кожного з перелічених етапів.

При проведенні чисельного експерименту було прийнято ряд спрощень та допущень (в основному при побудові 3D-моделі), оскільки врахувати всі фактори, що впливають на поведінку рідини в натурних умовах польоту РН, практично неможливо.

Також деяке погіршення точності чисельного експерименту було пов'язане з обмеженою потужністю наявної обчислювальної техніки та обмеженням часового ресурсу.

Для чисельного експерименту було побудовано 3D-модель розрахункової області течії рідини, тобто змодельовані внутрішні порожнини натурального (повномасштабного) днища бака та ВМ без врахування товщин стінок (див. рис. 4, а, б). На базі 3D-моделі було створено розрахункову кінцево-елементну сітку [5]. Тип сітки — *Tetrahedrons*. Задіяні оператори *Curvature* та *Proximity*. Зовнішній вигляд створеної сітки та її параметри наведено на рис. 4, в.

Після завантаження розрахункової сітки у модулі CFD-розрахунків ANSYS Fluent було обрано [4]:

- метод розв'язування задачі — *Pressure-Based*;
- тип вирішувача для нестационарних розрахунків — *Transient*;
- значення прискорення вільного падіння — *Gravitational Acceleration* — 4.905 м/с^2 ;
- розрахункова модель течії — *Multiphase, Volume of Fluid (VOF)*. Кількість фаз — 2;
- турбулентна модель в'язкості — *Realizable k-ε (+2E)* (Ейлерова модель).

Для спрощення розрахунків перша фаза (газ), обрана як повітря (*air*); друга фаза — рідина, задана як несиметричний диметилгідразин *UDMH* (НДМГ ГОСТ В17803-72.НДМГ), відповідно задані його характеристики (щільність, в'язкість тощо).

У розділі *Boundary Conditions* (граничні умови) задано:

- на вході (*inlet*) — для фази mixture задано тип *pressure-inlet* — встановлено значення 202650 Па (2.1 ата) у полі *Gauge Total Pressure* (pascal);

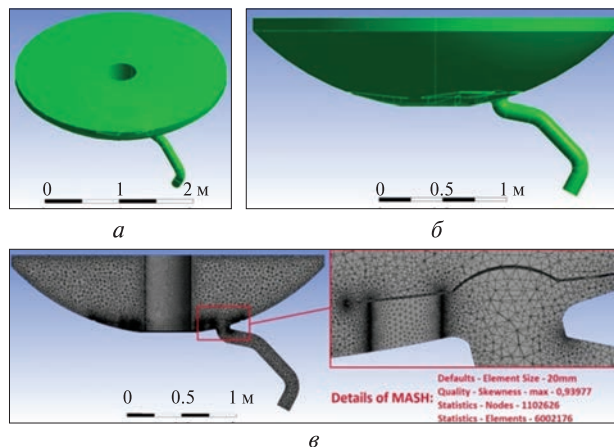


Рис. 4. 3D-модель розрахункової області течії рідини для чисельних розрахунків бічного ЗП: а — аксонометричний вигляд, б — вигляд спереду, в — розрахункова сітка

- на виході (*outlet*) — для фази mixture задано тип *velocity-inlet* — встановлено значення -3.95 м/с у полі *Velocity Magnitude*;

- для стінок (*wall*) — фаза mixture задано тип *wall* — у полі *Wall Adhesion* встановлено значення 0 рад для контактного кута змочування рідини *Contact Angles*; у полі *Roughness Height* встановлено значення 40 мкм для шорсткості стінок.

У розділі *Solution Methods* (методи розв'язування) обрано:

- схему сполучення тиску та швидкості — *PISO*;
- схему дискретизації градієнта — *Least Squares Cell Based*;
- схему дискретизації тиску — *PRESTO!*;
- схему дискретизації імпульсу, об'єму, кінетичної енергії, рівня розсіювання турбулентного потоку — *Second Order Upwind* (дискретизація 2-го порядку).

Задано початковий рівень рідини по координатах за допомогою функції *Adapt -> Region -> Mark*.

Після кінцевих налаштувань у розділі *Run Calculation* було здійснено розрахунок і отримано результати параметрів гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗСП бічного типу, які були відображені за допомогою модуля *Results*.

На рис. 5 наведено хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗСП

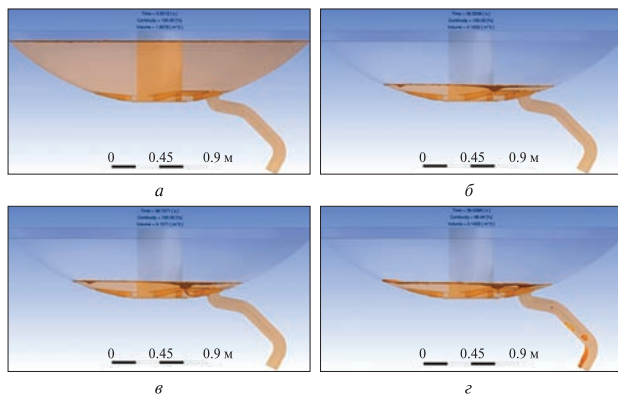


Рис. 5. Хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для ЗЗСП бічного типу для чотирьох ключових моментів: *а* — початок зливу, *б* — занурення газової фази під таріль ЗЗСП бічного типу, *в* — занурення газової фази до входу у ВМ, *г* — занурення газової фази до входу у РУ

Таблиця 3. Значення маси компонентів палива та суцільність рідини у паливній системі живлення рушійної установки для бічного ЗП

Момент	Час, с	Суцільність, %	Маса КП, кг
T_1	0.0213	100	1547.64
T_2	38.5939	100	129.09
T_3	38.7271	100	124.19
T_4	39.0284	98	113.28

бічного типу для чотирьох ключових моментів ($T_1 \dots T_4$).

У табл. 3 наведено значення маси КП та суцільність рідини (наприкінці ВМ) у паливній системі живлення РУ для чотирьох ключових моментів випорожнення паливного бака з бічним ЗП.

ВЕРИФІКАЦІЯ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ВИПОРОЖНЕННЯ БАКА І ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ ЗЗСП БІЧНОГО ТИПУ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ ФІЗИЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Результати чисельного моделювання, як звичайно, верифікуються даними фізичного експерименту. Для порівняльного аналізу дані фізичного експерименту, наведені у табл. 2, було нанесено на графік залежності маси ЗКП від числа Fr

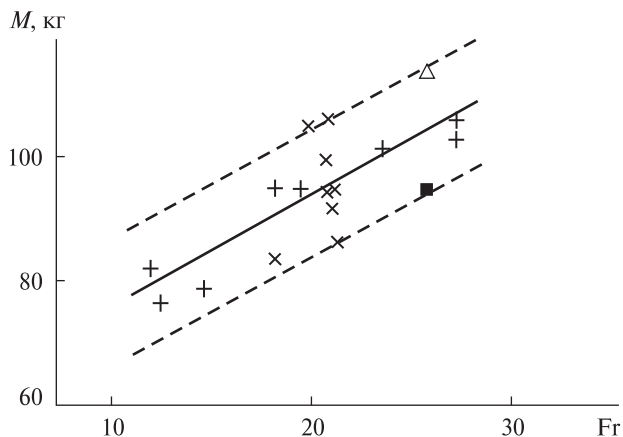


Рис. 6. Графік залежності маси ЗКП на момент занурення газової фази до входу у РУ від числа Fr: хрестики — результати експериментального відпрацювання M_1 1:1 (вода); косі хрестики — результати експериментального відпрацювання M_2 1:4 (газ); квадратик — результати розрахунків за емпіричними залежностями; трикутник — результати CFD-моделювання; суцільна пряма — лінійна апроксимація експериментальних даних; штрихові прямі — межі розкиду експериментальних даних

(рис. 6) разом з даними чисельного моделювання та даними попередніх розрахунків за емпіричними залежностями (див. табл. 1) для ЗЗСП бічного типу. Значення чисел Fr та маси ЗКП приведено для повномасштабного бака пального (разом з ВМ) та натурних умов польоту на момент занурення газової фази до входу у РУ. При цьому, оскільки розрахункове значення ЗКП для ЗЗСП бічного типу (див. табл. 1) було отримано для бака пального без ВМ на момент занурення газової фази до входу у ВМ, його значення на момент занурення газової фази до входу у РУ (M_6'') буде дорівнювати

$$M_6'' = M_{33СП\ 6.т.}^{сум\ ЗКП} + M_{33СП\ 6.т.}^{КП\ ВМ} - \tau^* \cdot \dot{G}_{РУ}, \quad (1)$$

де $M_{33СП\ 6.т.}^{сум\ ЗКП}$ — сумарна маса ЗКП. $M_{33СП\ 6.т.}^{сум\ ЗКП} = M_{33СП}^{сум}$ для ЗЗСП бічного типу (див. табл. 1), $M_{33СП\ 6.т.}^{КП\ ВМ} = 10.67$ кг — маса КП у ВМ бака з ЗЗСП бічного типу, $\tau^* \approx 0.3$ с — час, за який газова фаза занурюється від входу у ВМ до входу у РУ; теоретично цей час залежить від конфігурації ВМ, шляху, що долає газова фаза від входу у ВМ до входу у РУ, та швидкості її занурення. Величина $\dot{G}_{РУ} = 38.57$ кг/с — вагові витрати КП до РУ.

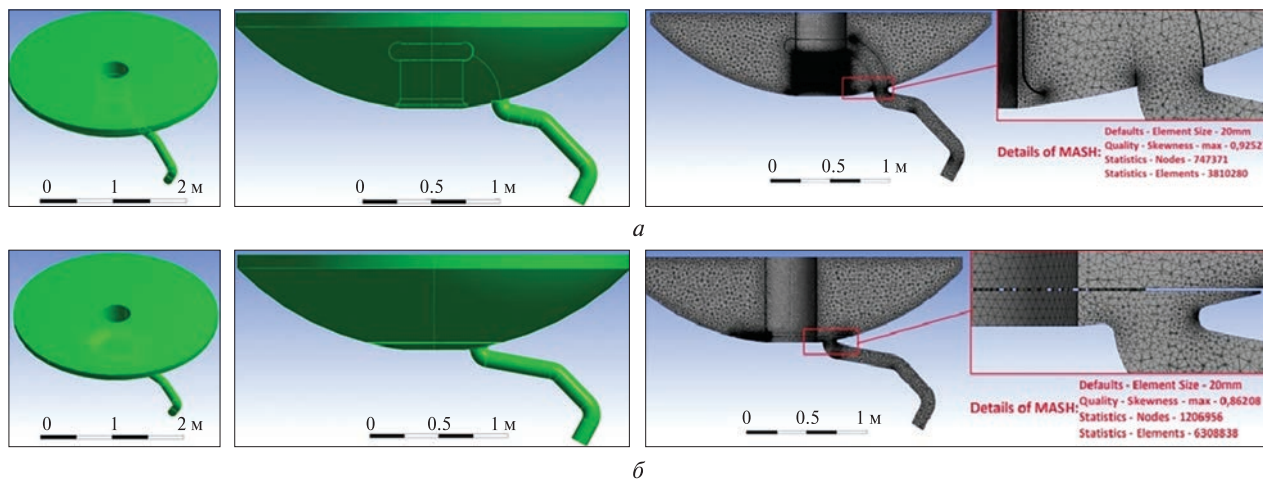


Рис. 7. 3D-моделі розрахункової області течії рідини для чисельних розрахунків: а — сифонного ЗЗСП, б — кільцевого ЗЗСП. Зліва — аксонометричний вигляд, посередині — вигляд спереду, справа — розрахункові сітки

Для точнішого врахування маси КП, на яку зменшиться сумарне значення ЗКП за час занурення газової фази від входу у ВМ до входу у РУ, замінимо у формулі (1) значення множника $\tau^* \cdot \dot{G}_{\text{РУ}}$ на різницю $M_{T_4} - M_{T_3}$ (див. табл. 3). У цьому випадку формула (1) буде мати вигляд

$$M_6'' = M_{\text{ЗЗСП б.т.}}^{\text{сум ЗКП}} + M_{\text{ЗЗСП б.т.}}^{\text{КП ВМ}} - M_6^*, \quad (2)$$

де $M_6^* = M_{T_4} - M_{T_3}$. Для ЗЗСП бічного типу $M_6^* = 10,91$ кг.

Як видно з рис. 6, значення ЗКП для ЗЗСП бічного типу, отримане методом чисельного моделювання, лежить у межах розкиду значень експериментальних даних та відхиляється від лінії апроксимації експериментальних даних приблизно на 9 % (середньо апроксимоване за результатами експерименту значення ЗКП дорівнює 104 кг, при $Fg = 25,81$) при загальному відхиленні розкиду значень експериментальних даних ± 12 %. Це свідчить про дотримання гідродинамічної подібності при 3D-моделюванні та підтверджує коректність виконання поставлених задач чисельного експерименту.

Прийняті при проведенні чисельного експерименту спрощення, обмежена потужність наявної обчислювальної техніки та обмеження часового ресурсу суттєво не вплинули на достовірність отриманих результатів, тому що вони підтверджуються даними фізичного експерименту. Це означає, що отримана математична

модель може використовуватися для чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного та кільцевого ЗЗСП.

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІДРОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ВИПОРОЖНЕННЯ БАКА І ВИЗНАЧЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА ДЛЯ СИФОННОГО ТА КІЛЬЦЕВОГО ЗЗСП

Чисельне моделювання виконувалося для повномасштабного (натурного) паливного бака І-го ступеня та натурних умов польоту РН «Циклон-4» з альтернативними варіантами ЗЗСП: сифонним та кільцевим.

Для чисельного моделювання було побудовано 3D-модель розрахункової області течії рідини, тобто змодельовані внутрішні порожнини натурного (повномасштабного) днища бака та ВМ, без врахування товщин стінок для сифонного (рис. 7, а) та кільцевого (рис. 7, б) ЗЗСП.

На базі 3D-моделі було створено розрахункову кінцево-елементну сітку [5]. Тип сітки — *Tetrahedrons*. Задіяні оператори — *Curvature ma Proximity*. Зовнішній вигляд створеної сітки та її параметри для сифонного та кільцевого ЗЗСП також наведено на рис. 7 (справа).

У подальшому у модулі CFD-розрахунків ANSYS Fluent після завантаження розрахункової сітки обирались налаштування та задавались

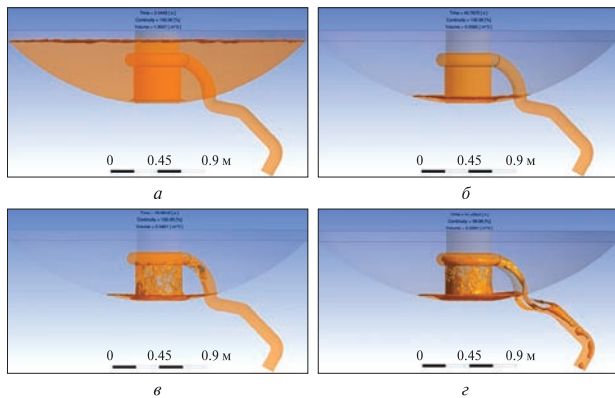


Рис. 8. Хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного ЗЗСП для чотирьох ключових моментів: а — початок зливу, б — занурення газової фази до входу у сифонний ЗЗСП, в — занурення газової фази до входу у ВМ, г — занурення газової фази до входу у РУ

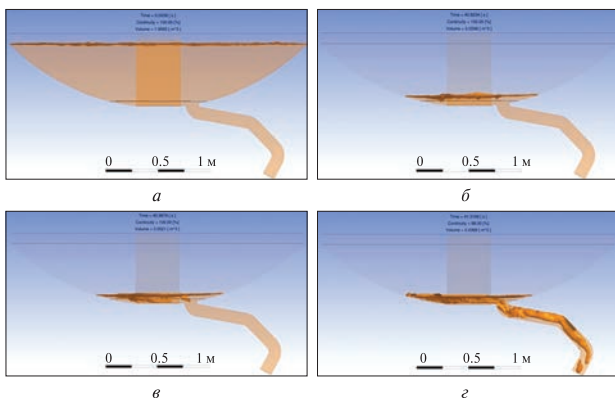


Рис. 9. Хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для кільцевого ЗЗСП для чотирьох ключових моментів: а — початок зливу, б — занурення газової фази під перфоровану пластину кільцевого ЗЗСП, в — занурення газової фази до входу у ВМ, г — занурення газової фази до входу у РУ

початкові та граничні умови згідно з методикою, відпрацьованою для ЗЗСП бічного типу [4].

Після розрахунків і отримання оцінок параметрів гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП для сифонного і кільцевого ЗЗСП, вони були візуалізовані за допомогою модуля **Results**.

На рис. 8 та 9 наведено хронометраж процесу випорожнення бака і визначення ЗКП для си-

фонного і кільцевого ЗЗСП (відповідно) для чотирьох ключових моментів $T_1 \dots T_4$.

У табл. 4 наведено значення маси КП та суцільність рідини (наприкінці ВМ) у паливній системі живлення РУ для чотирьох ключових моментів випорожнення паливного бака з сифонним та кільцевим ЗЗСП.

АНАЛІЗ РЕЗУЛЬТАТІВ

Оскільки значення гідравлічного ЗКП визначається для системи живлення РУ РН, яка складається з паливного бака та ВМ, то для коректного порівняння та аналізу результатів аналітичних розрахунків, які проводились без урахування ВМ, з результатами чисельного моделювання, потрібно провести перерахунки ЗКП для сифонного та кільцевого ЗЗСП (табл. 1) за такими формулами:

$$M_c'' = M_{с.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} + M_{с.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} - M_c^*, \quad (3)$$

$$M_k'' = M_{к.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} + M_{к.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} - M_k^*. \quad (4)$$

У формулі (3) для сифонного ЗЗСП: $M_{с.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП}$ — сумарна маса ЗКП, $M_{с.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} = M_{ЗКП}^{сум}$ (див. табл. 1), $M_{с.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} = 10.75$ кг — маса КП у ВМ бака, $M_c^* = 9.48$ кг — маса КП, на яку зменшиться сумарне значення ЗКП за час занурення газової фази від входу у ВМ до входу у РУ. У формулі (4) для кільцевого ЗЗСП: $M_{к.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП}$ — сумарна маса ЗКП, $M_{к.ЗЗСП}^{сум\ ЗКП} = M_{ЗКП}^{сум}$ (див. табл. 1), $M_{к.ЗЗСП}^{КП\ ВМ} = 12.09$ кг — маса КП у ВМ бака, $M_k^* = 12.10$ кг — маса КП, на

Таблиця 4. Значення маси компонентів палива та суцільність рідини у паливній системі живлення рушійної установки для сифонного та кільцевого ЗЗСП

Момент	Час, с	Суцільність, %	Маса КП, кг
<i>Сифонний ЗЗСП</i>			
T_1	0.0445	100	1542.03
T_2	40.7670	100	46.24
T_3	40.9919	100	36.44
T_4	41.2503	99	26.96
<i>Кільцевий ЗЗСП</i>			
T_1	0.0439	100	1546.61
T_2	40.8234	100	47.27
T_3	40.9879	100	41.19
T_4	41.3169	98	29.09

яку зменшиться сумарне значення ЗКП за час занурення газової фази від входу у ВМ до входу у РУ.

Розрахункові значення M'' статичного гідравлічного ЗКП, отримані для системи живлення РУ РН за формулами (2)–(4), значення M''_{CFD} , отримані при чисельному моделюванні для всіх трьох варіантів ЗЗСП, та їхнє стандартне відхилення σ від наведено у табл. 5.

Як видно з табл. 5, значення гідравлічних ЗКП, отримані чисельним моделюванням, дуже відрізняються від значень, розрахованих за допомогою методики [11], що ґрунтується на емпіричних та напівемпіричних залежностях. Але результати чисельного моделювання для ЗЗСП бічного типу відхиляються від лінії осереднення експериментальних даних приблизно на 9 % (середнє апроксимоване за результатами експерименту значення ЗКП дорівнює 104 кг, при $Fg = 25.81$), при загальному відхиленні розкиду значень експериментальних даних ± 12 %. Це дає можливість висунути гіпотезу, що розроблена методика чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення ЗКП є дійсною, а отримані при її використанні значення ЗКП для бічних, сифонних і кільцевих ЗП будуть лежати у межах ± 15 % від середньо апроксимованого значення фізичного експерименту.

Таблиця 5. Параметри статичного гідравлічного ЗКП

Тип ЗЗСП	M'' , кг	M''_{CFD} , кг	σ , %
Конструкція бічного типу	94.56	113.28	20.8
Сифонний ЗП	32.87	26.96	18.0
Кільцевий ЗП	47.48	29.09	38.7

Таблиця 6. Зміна маси $\Delta M''_{CFD}$ корисного вантажу у випадку впровадження сифонного чи кільцевого ЗЗСП відносно штатного ЗЗСП бічного типу за результатами чисельного моделювання

Тип ЗЗСП	$\Delta M''_{CFD}$, кг
Штатна конструкція бічного типу	0
Сифонний ЗЗСП	+5.4
Кільцевий ЗЗСП	+5.2

Відхилення значень ЗКП за результатом чисельного моделювання кільцевого ЗП на 38.7 % пояснюється тим, що аналітична методика [11], за якою було оцінено попереднє значення ЗКП (47.48 кг), не враховувала конструктивних особливостей бака з кільцевим ЗЗСП, де течія рідини у жолобі під перфорованою пластиною може відбуватися за «поршневим» принципом. Це можливо, коли початкове занурення газової фази під пластину відбувається у самому дальньому від ВМ її секторі, що надалі може призвести до повного рівномірного випорожнення жолоба за «поршневим» принципом. Частково цей ефект спостерігається на хронометражі процесу чисельного моделювання випорожнення бака з кільцевим ЗЗСП (рис. 9, б–г).

Таким чином, значення ЗКП, отримані за допомогою чисельного моделювання, повністю відтворюють фізичну картину випорожнення бака та формування ЗКП і є більш достовірними, ніж значення, отримані за допомогою аналітичних розрахунків.

Із табл. 5 випливає, що найменшу масу ЗКП забезпечує сифонний ЗЗСП, як за аналітичними, так і за чисельними розрахунками. Виходячи із отриманих значень ЗКП у баку пального для розглянутих варіантів ЗЗСП, за методикою і рекомендаціями [3] визначено зміну енергетичних характеристик РН «Циклон-4». Для цього оцінювалася зміна маси корисного вантажу, який може бути виведено РН на опорну орбіту відносно штатного ЗЗСП бічного типу. У табл. 6 наведено значення зміни маси корисного вантажу у випадку впровадження сифонного і кільцевого ЗЗСП відносно штатного ЗЗСП бічного типу за результатами чисельного моделювання.

ВИСНОВКИ

Результати розрахунково-аналітичних та експериментальних робіт засвідчили, що ЗКП найменший у випадку використання сифонного ЗЗСП. Основними перевагами його є:

- зменшення середнього значення статичного гідравлічного ЗКП у системі живлення РУ РН «Циклон-4», з 104 кг (для штатного ЗЗСП бічного типу), до 26.96 кг (різниця становить 77.04 кг і є суттєвою);

- забезпечення рівномірного зниження рівня КП у баку;
- зменшення динамічної складової сумарного залишку як наслідок зменшення $H_{кр}$ завдяки центральному відбиранню КП;
- запровадження сифонного ЗЗСП для живлення рульової РУ не потребує доопрацювання у баку пального ЗЗСП маршової РУ.

У підсумку впровадження в конструкцію паливного бака РН «Циклон-4» замість бічного — більш досконалого сифонного ЗЗСП дозволить підвищити енергетичні характеристики РН шляхом збільшення маси корисного вантажу, який виводиться на опорну навколосезну орбіту, на 5.4 кг.

Як показали результати проведених робіт, застосування при виконанні проектно-конструкторських робіт з розробки, оптимізації та вдосконалення, замість звичайного використання емпіричних та напівемпіричних залежностей, методів чисельного моделювання (CFD-моделювання), дозволяє:

- отримувати більш точні результати;
- скоротити кількість використаних ДК;
- скоротити необхідну кількість випробувань;
- скоротити тривалість проведення іспитів;
- скоротити сукупну тривалість обчислювальних та проектно-експериментальних робіт;
- скоротити загальні матеріально-технічні витрати і, як наслідок, здешевити кінцеву вартість продукту розробки, що підвищить його конкурентоспроможність.

ПОДАЛЬШІ РОБОТИ

У подальшому планується:

- проведення чисельного моделювання гідродинамічних процесів під час випорожнення бака і визначення динамічної складової ЗКП для бічного, сифонного та кільцевого ЗЗСП;
- проведення порівняльного аналізу і підтвердження оптимальної конструкції ЗЗСП за результатами чисельного моделювання.

ЛІТЕРАТУРА

1. Баранов Д. А., Еленев В. Д. *Типовые решения в проектировании и конструировании элементов ракет-носителей*. Учеб. пособ. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2020. 112 с.
2. Беляев Н. М. *Расчет пневмогидравлических систем ракеты*. М.: Машиностроение, 1983. 223 с.
3. Бізниченко В. В., Джур Є. О., Краснікова Р. Д. та ін. *Проектування і конструкція ракет-носіїв*. За ред. акад. С. М. Конюхова. Д.: Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
4. Зиганшин А. М. *Вычислительная гидродинамика. Постановка и решение задач в процессоре Fluent*. Казань: Изд-во Казан. гос. архитектур. строит. ун-та, 2013. 79 с.
5. Кривцов А. В. *Изучение влияния качества сетки и моделей турбулентности на результаты CFD-расчёта в ANSYS Fluent*. Самара: Изд-во гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королева, 2013. 47 с.
6. Кузьміч І. Ю., Мінай О. М. Вибір оптимальної конструкції заборного пристрою у баку пального першого ступеню ракети-носія «Циклон-4». *Авіаційно-космічна техніка й технологія*. 2022. № 1. С. 25—33.
7. Кузьміч І. Ю., Мінай О. М. Влияние диджитализации на процессы проектирования и экспериментальной отработки в ракетно-космической отрасли на примере капиллярного заборного устройства. *Матер. XVI наук. читань «Дніпровська орбіта — 2021»*. Дніпро, 2021. С. 162—169.
8. Мишишев Г.Н. *Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов*. М.: Машиностроение, 1978. 248 с.
9. Мінай А. Н., Седых И. В., Кузьміч И. Ю. Применение методов численного моделирования при экспериментальной отработке заборных устройств центрального типа. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2019. № 6 (158). С. 33—41. <https://doi:10.32620/akt.2019.6.05>.
10. Токарев В. Е. Истечение жидкости из емкости с образованием воронки. *Изв. высш. учеб. завед. Сер. Авиационная техника*. 1967. № 3. С. 92—94.
11. Шевченко Б. А. *Расчетный и экспериментальный метод разработки средств забора компонентов топлива из баков летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем*: дис. ... канд. тех. наук. Днепропетровск, 1990. 209 с.
12. Chen Lei, Liu Jintao, Li Wen, Yao Can, Zhu Honglai. Numerical simulation and microgravity experiment of fluid flow in the vane type. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. and Engineering*. 2019. **542**. P. 8. <https://doi:10.1088/1757-899X/542/1/012012>
13. Chen Shangdong, Duan Li, Kang Qi. Study on propellant management device in plate surface tension tanks. *Res. paper: Acta Mechanica Sinica*. 2021. P. 11. <https://doi:10.1007/s10409-021-01121-y>.

14. Hartwig J. W. Propellant management devices for low-gravity fluid management: Past, present, and future applications. *J. Spacecraft and Rockets*. 2017. **54**, № 4. P. 808—824. <https://doi:10.2514/1.A33750>
15. Hartwig J. W. *Liquid Acquisition Devices for Advanced In-Space Cryogenic Propulsion Systems*. Elsevier Inc, 2016. 469 p.
16. Liu Jintao, Li Yong, Li Wen, Chen Lei, Guo Chongwu. Experimental study on liquid distribution in a vane type propellant tank. *J. Phys.: Conf. Ser.* 2019. **1314**. P. 8. <https://doi:10.1088/1742-6596/1314/1/012097> .
17. Manning R. E., Ballinger Ian, Bhatia Manoj, Dowdy Mack. Design of the Europa clipper propellant management device. *American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA Propulsion and Energy Forum*, Indianapolis, 2019. P. 19. <https://doi:10.2514/6.2019-3858>
18. Minai O. Influence of long-term stay elements of capillary intake devices in liquid propellant components on their parameters. *Aerospace Res. Bulgaria*, 2020. **32**. P. 175—192. <https://doi:10.3897/arb.v32.e15> .
19. Walter T., Philipp B., Jaekle D., Netter G. The Evolutionary forces and the design and development of propellant management devices for space flight in Europe and the United States. *Space Propulsion*. 2016. P. 25.
20. Walter T., Jaekle D. Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*. 2018. P. 24.
21. Yusuf Aamir, Gopinathanb P. K., Kamatchi K., Jose Paul, Nageswaran G., Narayanan V. Design & development of propellant intake device for cryo upper stage LOX tank. *71st Int. Astronautical Congress (IAC): The CyberSpace Edition*, 2020. Virtual. P. 12. Paper code: IAC-20,C4,2,2,x57098.

REFERENCES

1. Baranov D. A., Elenev V. D. (2020). *Typical solutions in the design and construction of elements of launch vehicles*. Textbook. Samara: Samara Univ. Press, 112 p. [in Russian].
2. Belyaev N. M. (1983). *Calculation of pneumohydraulic systems of a rocket*. M.: Mashinostroenie, 223 p. [in Russian].
3. Bliznichenko V. V., Jur E. O., Krasnikova R. D. et al. (2007). *Design and construction of launch vehicles*. Ed. acad. S. M. Konyukhova. D.: Type of DNU, 504 p. [in Ukrainian].
4. Ziganshin A. M. (2013). *Computational fluid dynamics. Setting and solving problems in the Fluent processor*. Kazan: Kazansk Publishing House. state architect. builds. un-ta, 79 p. [in Russian].
5. Krivtsov A. V. (2013). *Studying the influence of mesh quality and turbulence models on the results of CFD calculation in ANSYS Fluent*. Samar: Publishing House of the State. aerospace. un-t them. S. P. Koroleva, 47 p. [in Russian]
6. Kuzmich I. Yu., Minai O. M. (2022). Selection of the optimal design of the intake device in the fuel tank of the first stage of the launch vehicle “Cyclone-4”. *Aerospace Engineering and Technology*, № 1, 25—33.
7. Kuzmich I. Yu., Minai O. M. (2021). The influence of digitalization on the processes of design and experimental development in the rocket and space industry on the example of a capillary intake device. *Materials of the XVI scientific readings “Dnieper Orbit - 2021”*. Dnepr, 162—169 [in Ukrainian].
8. Mikishev G. N. (1978). *Experimental methods in spacecraft dynamics*. M.: Mashinostroenie, 248 p. [in Russian].
9. Minai O. M., Sedykh I. V., Kuzmich I. Yu. (2019). Application of Numerical Simulation Methods in Experimental Development of Central Type Intake Devices. *Aerospace engineering and technology*, № 6 (158), 33—41. <https://doi:10.32620/akt.2019.6.05>. [in Russian].
10. Tokarev V. E. (1967). Fluid outflow from a container with the formation of a funnel. *News of higher educational institutions. Ser. Aviation technology*, № 3, 92—94 [in Russian].
11. Shevchenko B. A. (1990). *Calculation and experimental method for the development of means for the intake of fuel components from the tanks of aircraft with a liquid-propellant rocket engine*. PhD (Tech.). Dnepropetrovsk.
12. Chen Lei, Liu Jintao, Li Wen, Yao Can, Zhu Honglai. (2019). Numerical simulation and microgravity experiment of fluid flow in the vane type. *IOP Conf. Ser.: Materials Science and Engineering*, **542**, 8. <https://doi:10.1088/1757-899X/542/1/012012> [in English].
13. Chen Shangtong, Duan Li, Kang Qi. (2021). Study on propellant management device in plate surface tension tanks. *Research paper: Acta Mechanica Sinica*, 11. <https://doi:10.1007/s10409-021-01121-y> [in English].
14. Hartwig J. W. (2017). Propellant Management Devices for Low-Gravity Fluid Management: Past, Present, and Future Applications. *J. Spacecraft and Rockets*, **54**, № 4, 808—824. <https://doi:10.2514/1.A33750> [in English].
15. Hartwig J. W. (2016). *Liquid Acquisition Devices for Advanced In-Space Cryogenic Propulsion Systems*. Elsevier Inc, 469 p. [in English].
16. Liu Jintao, Li Yong, Li Wen, Chen Lei, Guo Chongwu. (2019). Experimental study on liquid distribution in a vane type propellant tank. *J. Phys.: Conf. Ser.*, **1314**, 8. <https://doi:10.1088/1742-6596/1314/1/012097> [in English].
17. Manning R. E., Ballinger Ian, Bhatia Manoj, Dowdy M. (2019). Design of the Europa Clipper Propellant Management Device. *American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA Propulsion and Energy Forum*, 19. <https://doi:10.2514/6.2019-3858> [in English].

18. Minai O. (2020). Influence of long-term stay elements of capillary intake devices in liquid propellant components on their parameters. *Aerospace Res. in Bulgaria*, **32**, 175–192. <https://doi.org/10.3897/arb.v32.e15> [in English].
19. Walter T., Philipp B., Jaekle D., Netter G. (2016). The Evolutionary forces and the design and development of propellant management devices for space flight in Europe and the United States. *Space Propulsion*, **25** [in English].
20. Walter T., Jaekle D. (2018). Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*, **24** [in English].
21. Yusuf Aamir, Gopinathanb P. K., Kamatchi K., Jose Paul, Nageswaran G., Narayanan V. (2020). Design & Development of Propellant Intake Device for Cryo Upper Stage LOX Tank. *71st International Astronautical Congress (IAC): The CyberSpace Edition*, Virtual. P. 12. Paper code: IAC-20,C4,2,2,x57098 [in English].

Стаття надійшла до редакції 15.08.2023

Після доопрацювання 15.08.2023

Прийнято до друку 10.01.2024

Received 15.08.2023

Revised 15.08.2023

Accepted 10.01.2024

O. M. Minai, Head of Sector, post-graduate student

ORCID: 0000-0002-4180-0149

E-mail: minayan1976@gmail.com

I. Yu. Kuzmich, Design Engineer of the 1-st category, post-graduate student

ORCID: 0000-0002-3944-2602

E-mail: kuzmichyu82@gmail.com

M. K. Yangel Yuzhnoye State Design Office

3, Kryvorizka Str., Dnipro, 49008 Ukraine

DETERMINATION OF THE OPTIMUM DESIGN OF THE MEANS TO ENSURE FUEL CONTINUITY USING THE METHOD OF NUMERICAL SIMULATION

Residues of liquid propellant components in the power system of the propulsion system at the end of the operation of the launch vehicle stage significantly affect its energy characteristics. The fuel continuity features found in modern launch vehicle tanks ensure a continuous supply of propellant components from the tank to the propulsion system without disrupting flow and minimizing residues. In the fuel tank of launch vehicles, the presence of a tunnel pipeline complicates, and in certain cases excludes the possibility of taking fuel from the pole of the tank. Solving the problem of fuel intake, in this case, allows the use of means to ensure the continuity of fuel of the side type. However, the use of such a device, due to the displacement relative to the pole of the bottom of the tank by a certain angle of the sampling point, can lead to an uneven level of breakthrough and immersion of the boost gas at the inlet to the flow line and, as a result, a significant increase in the remainder of the fuel components. The authors searched for and substantiated the optimal design of the means for ensuring fuel continuity on the example of the fuel tank of the first stage of the Cyclone-4 launch vehicle, which is equipped with a side-type fuel continuity means in the form of a profiled plate (plate). The designs of siphon and annular fuel continuity means are considered. An analytical calculation was carried out using empirical dependences, a physical experiment, and a numerical simulation of their main parameters. Based on the work performed, a comparative analysis of the change in the energy characteristics of the launch vehicle depending on the chosen design was carried out. The efficiency of the operation of the considered means of ensuring the continuity of the fuel is determined in terms of the mass parameter of the remainder of the propellant components under static conditions. The result of the experimental and computational-analytical work was to obtain the most optimal variant of the fuel continuity means, which turned out to be a siphon according to several parameters. The introduction of a siphon means of ensuring continuity, as more optimal, into the design of the fuel tank of the Cyclone-4 launch vehicle will improve its energy characteristics by increasing the mass of the output payload by 5.4 kg. Also, using the numerical modeling methods (CFD methods) for design work on development, optimization, and improvement, instead of empirical and semi-empirical dependencies, allows you to: obtain more accurate results; reduce the number of experimental designs; reduce the required number of tests; reduce the duration of examinations; reduce the total duration of computational and design and experimental work; reduce the overall material and technical costs and, as a result, reduce the final cost of the development product, which will increase its competitiveness.

Keywords: residues of fuel components; fuel continuity means; propulsion system; fuel tank; fuel components.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.053>
УДК 533.6.013.14 : 629.1.025.3

Н. С. ПРЯДКО, проф., д-р техн. наук, пров. наук. співроб.

ORCID 0000-0003-1656-1681

E-mail: np-2006@ukr.net

Г. О. СТРЕЛЬНИКОВ, проф., д-р техн. наук, пров. наук. співроб.

ORCID 0000-0001-9810-1966

E-mail: strelaga38@ukr.net

К. В. ТЕРНОВА, старш. дослідник, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

ORCID 0000-0001-9560-5827

E-mail: ternovayakaterina@gmail.com

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

ВПЛИВ КУТА ВХОДУ ДО ДЗВОНОПОДІБНОГО НАСАДКУ УКОРОЧЕНОГО КРУГЛОГО НАДЗВУКОВОГО СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА ЙОГО ІМПУЛЬСНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

У газодинамічних дослідженнях ракетних двигунів велика увага приділяється характеристикам сопла — його геометрії, імпульсу, втратам та тяговим характеристикам у різних умовах роботи. Дану роботу присвячено дослідженню впливу умов входу у дзвоноподібний насадок укороченого сопла на його газодинамічні та імпульсні характеристики. Розглядаються укорочені сопла з однаковими кінцевими надзвукowymi частинами, однаковою загальною довжиною сопла, але різними кутами сполучення кінцевої частини сопла з дзвоноподібним насадком.

При роботі на рівні моря зміна кута нахилу твірної дзвоноподібного насадка не вносить істотної зміни на величину статичного тиску за кутовою точкою та на коефіцієнт імпульсу сопла. Це пов'язано з виникненням відриву потоку на кутовій точці і наявністю великомасштабного вихору. При безвідривній течії у соплі під час роботи двигуна ракети на висоті характер розподілу тиску на стінці сопла за кутовою точкою змінюється при зміні кута сполучення кінцевої частини з насадком, а максимальне значення на зрізі сопла приблизно однаково. Цей факт пояснюється появою висячої ударної хвилі біля стінки насадка при малих кутах входу (30°).

Проаналізовано імпульсні характеристики течії в соплі при різних значеннях тиску на вході в сопло та тиску навколишнього середовища. Коефіцієнт імпульсу у земних умовах мало залежить від зміни насадка і знижується зі збільшенням тиску на вході в сопло. При роботі на висоті спостерігається слабкий вплив зміни кута входу в насадок на коефіцієнт імпульсу.

Ключові слова: укорочене сопло, дзвоноподібний насадок, збурення потоку, імпульсні характеристики, кутова точка.

Цитування: Прядко Н. С., Стрельников Г. О., Тернова К. В. Вплив кута входу до дзвоноподібного насадка укороченого круглого надзвукowego сопла ракетного двигуна на його імпульсні характеристики. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 3 (148). С. 53—60. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.053>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

В останнє десятиліття значно збільшилася кількість запусків штучних супутників Землі, і посилилася комерційна складова цих запусків. Вартість доставки одного кілограма корисного навантаження на орбіту нині обчислюється десятками тисяч доларів, корисне навантаження становить лише кілька відсотків від стартової маси [16]. Тому навіть незначне підвищення ефективності системи запуску є важливим та актуальним завданням. Дослідження показали, що таке підвищення теоретично можливе на основі покращення характеристик сопла ракети [7]. У цьому питанні багато зроблено, проте пошуки оптимального сопла ще далекі до завершення.

Ефективність сопла ракети визначається досягненням головної мети сопла у двигуні ракети — перетворення енергії згоряння палива на корисну кінетичну енергію та отримання більшої тяги. Тяга сопла збільшується зі збільшенням площі сопла, але це збільшення не нескінченне. Коефіцієнт тяги залежить від співвідношення площі критичного перерізу та площі вихідного сопла, при цьому сопло з постійним цим співвідношенням оптимально працює на певній висоті, де тиск на виході дорівнює тиску в навколишній атмосфері. В іншому випадку при нерозрахунковому розширенні сопла знижується продуктивність, відбувається відділення потоку від стінок сопла, порушується стійкість його роботи. Тому в газодинамічних дослідженнях соплових блоків ракетних двигунів велика увага приділяється характеристикам сопла — його геометрії, імпульсу, втратам та тяговим характеристикам у різних умовах роботи.

У ракетній техніці створено різні форми сопел. Останнім часом, крім класичних сопел Лаваля, увагу дослідників привертають зрізані [1], штиркові [9], тарілчасті [6] та укорочені сопла з насадками [5, 15]. Всі ці види сопел є найбільш вивченими із усіх компенсаційних сопел.

Укорочені сопла з насадками мають низку переваг. Насамперед сопла з удосконаленими насадками дозволяють адаптувати тиск на виході з сопла до тиску навколишнього середовища під час польоту, а також, що навіть суттєвіше, дають можливість подолати обмеження щодо співвід-

ношення площ, тобто змінити геометричний ступінь розширення сопла. Все це разом в окремих випадках веде до збільшення маси корисного навантаження на 25 % і більше. У зв'язку з цим останнім часом інтенсивно досліджуються характеристики сопел з подвійним розтрубом, дзвоноподібні сопла Dual-Bell [4, 10, 11], AeroSpike [17, 18].

Сопла з дзвоноподібними насадками мають втрати імпульсу, проте мають конструктивну перевагу — їх можна успішно використовувати при щільному компонуванні у двигуні літального апарата. Форма і конфігурація насадка сопла підбирається так, щоб він оптимально вписувався у днище двигуна, що дозволяє скоротити загальну вагу двигуна і відповідно збільшити корисне навантаження.

У попередніх роботах авторів [5, 15] розглядалися укорочені сопла з різними дзвоноподібними насадками в умовах роботи на рівні моря та на висоті. Досліджено варіанти укороченого сопла з різною загальною довжиною та конічною вхідною ділянкою при різних значеннях ступеня нерозрахунковості потоку та показано, що при цьому картини течії (поля швидкостей) змінюються зі зміною довжини конічної частини. При вивченні надзвукової течії в соплах з однаковою конічною частиною, але різними за довжиною дзвоноподібними насадками еліпсообразної конфігурації встановлено, що довжина насадка не впливає істотно на імпульсні характеристики укороченого сопла.

Наявність пристінкового турбулентного шару може сильно вплинути на характеристики потоку, такі як поверхневе тертя, теплопередача, тиск і точка відриву приграничного шару [3]. Такі особливості потоку пов'язані або з особливостями геометрії, або з газодинамічними особливостями течії в соплі.

Для щільних компоновок літальних апаратів з укороченим соплом велике значення має форма дзвоноподібного насадка [5]. При цьому кут входу у дзвоноподібний насадок (після конічної укороченої надзвукової ділянки сопла Лаваля), що в основному формує потік газу в ньому, визначає як поздовжні габарити насадка, так і втрати імпульсу в ньому. У цій роботі розгляда-

ється вплив кута входу в дзвоноподібний насадок (за інших рівних умов) на газодинамічні та імпульсні характеристики потоку газу в ньому. Оскільки сопло ракетного двигуна повинно працювати в різних умовах польоту, як поблизу землі, так і висотних умовах, необхідно розглянути особливості потоку в соплі при різних значеннях зовнішнього тиску.

Мета роботи — дослідження впливу кута входу у дзвоноподібний насадок укороченого круглого сопла на його газодинамічні та імпульсні характеристики.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

Розглядаються укорочені сопла з однаковими конічними надзвуковими частинами, однаковою загальною довжиною сопла, але різними кутами сполучення конічної частини сопла і дзвоноподібного насадку: 30° , 50° і 70° . Такі форми насадків можуть служити альтернативними варіантами укорочених сопел при проектуванні двигунів. На рис. 1 показано геометрію розглянутих сопел.

При однаковій вхідній частині укороченого сопла до насадку відмінність полягає в кутах входу в насадок (вважаючи стінки зрізаної частини конічного сопла з кутом піврозхилу 20°). Ці кути становлять величину 30° (кут між дотичною до стінки та віссю сопла — $\theta_{\text{в}} = 50^\circ$), 50° (70°) та 70° (90°). При однаковому куті ($\theta_{\text{в}} = 0^\circ$) стінки насадку на виході це призводить до того, що радіус кривизни насадка $\theta_{\text{в}} = 90^\circ$ — мінімальний, при $\theta_{\text{в}} = 50^\circ$ — максимальний. На виході з насадку (при $\theta_{\text{в}} = 50^\circ$) практично лінійна ділянка контура (починаючи від кутової точки) на відносно короткій ділянці ($\sim 10\%$ від загальної довжини насадку) переходить у мінімальний радіус кривизни (рівний радіусу при $\theta_{\text{в}} = 90^\circ$). Конфігурація насадку при $\theta_{\text{в}} = 70^\circ$ займає проміжне положення по радіусу кривизни.

Як видно, такі форми дозволяють забезпечити різний ступінь заповнення порожнини насадку при ущільненні з'єднаних елементів літального апарата (наприклад, при стикуванні ступенів ракети).

Моделювання течії всередині сопла з подальшим закінченням потоку в навколишній простір провадиться за допомогою програмного паке-

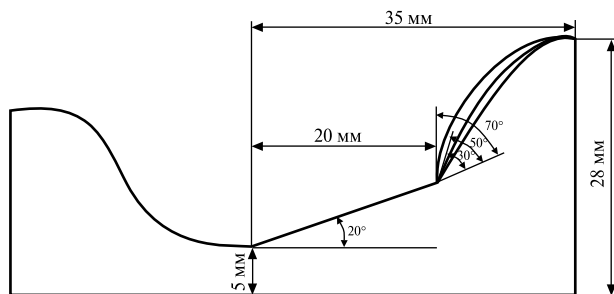


Рис. 1. Геометричні параметри сопел

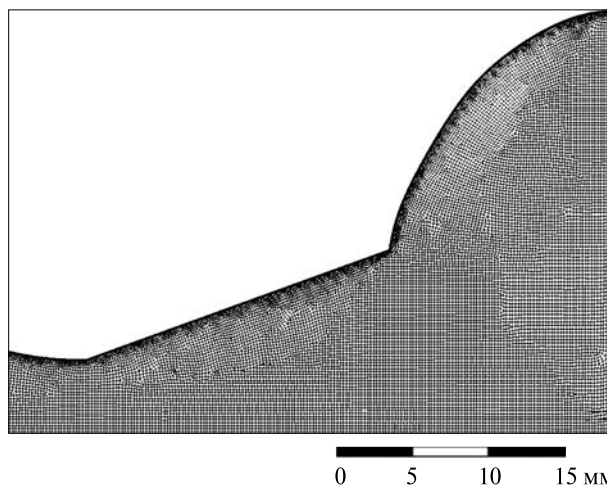


Рис. 2. Розрахункова сітка

та ANSYS FLUENT на базі «ANSYS 2019 R1». Розрахункова сітка будувалася на ділянці розміром $4L \times 2L$, де L — довжина сопла. При побудові сітки розрахункова область була розбита на зони, для кожної встановлено різні розміри комірок для отримання адекватного результату у найцікавіших зонах. Також сітку побудовано зі згущенням у пристінкових зонах, перевірено на якість (рис. 2).

Розрахунки здійснювались у нестационарній осесиметричній постановці. Рух суцільної фази у ANSYS Fluent моделюється шляхом чисельного розв'язування нестационарних усереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є — Стокса (Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes — URANS) [2]. У рівняннях Нав'є — Стокса компоненти швидкості, температури і пов'язані з нею змінні осереднюються за Фавром.

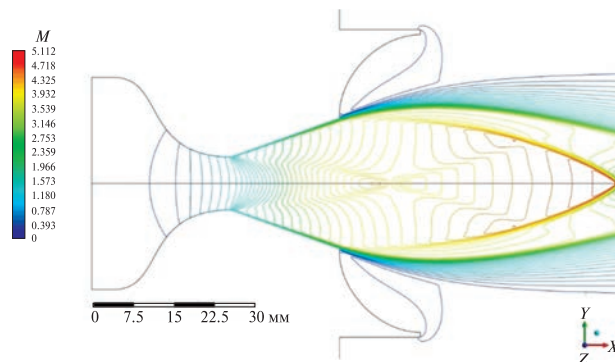


Рис. 3. Ізолінії числа Маха M течії в укороченому соплі з кутом входу в насадок 70° при роботі в земних умовах та при початковому тиску $50 \cdot 10^5$ Па

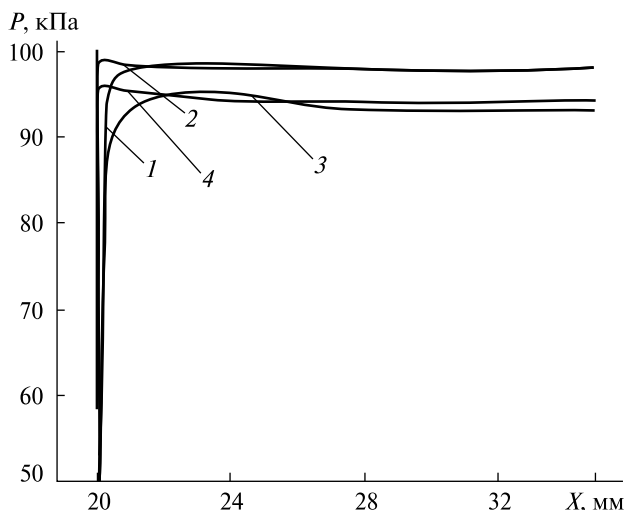


Рис. 4. Розподіл тиску на стінці насадка з різними кутами його твірних 30° (криві 1, 3) та 70° (криві 2, 4) при роботі в земних умовах та початковому тиску $50 \cdot 10^5$ Па (криві 1, 2) та $100 \cdot 10^5$ Па (криві 3, 4)

Для обчислення коефіцієнта динамічної в'язкості використовується формула Сазерленда

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + C}{T + C},$$

де μ_0 — коефіцієнт в'язкості при $T = T_0$, для $T_0 = 273$ К коефіцієнт $\mu_0 = 1.71 \cdot 10^{-5}$ Н·с/м², C — стала, для газу $C = 117$.

Для замикання усереднених рівнянь Нав'є — Стокса вводяться рівняння переносу кінетичної енергії турбулентності і рівняння відносної

швидкості дисипації. Як робоче тіло використовувалося повітря температурою 300 К. Дослідження провадилися з урахуванням припущень:

- змішувані гази відповідають рівнянню стану ідеального газу і однакові за складом;
- профілі тиску, температури та швидкості у початковому перетині рівномірні;
- теплопередачею на стінках можна знехтувати.

Розрахунок течії виконано на основі моделі турбулентності SST $k - \omega$, тобто використовувалась широко розповсюджена в аерокосмічних додатках SST-модифікація $k - \omega$ -моделі турбулентності. Вона є модифікацією моделей $k - \epsilon$ та $k - \omega$ [8]. Ця модель добре працює для пристінкових течій і дозволяє акуратно визначати відрив. Дану модель турбулентності обрано з урахуванням аналізу, виконаного у роботах авторів [14]. Ця модель позбавлена деяких недоліків базових моделей $k - \omega$ і $k - \epsilon$. Результати, отримані за допомогою цієї моделі, добре узгоджуються з експериментальними даними [13].

Як робоче середовище використовується повітря з показником адіабати $\gamma = 1.4$. Розрахунки було проведено для значень тиску на вході в сопло $P_0 = 50 \cdot 10^5, 100 \cdot 10^5$ Па. Тиск навколишнього середовища приймався рівним $P_n = 10^5$ Па, що відповідало положенню на поверхні землі, та $P_n = 10^4$ Па для польотів у верхніх шарах атмосфери.

Для контролю збіжності перевірявся рівень нев'язки функцій; обчислення припинялись, коли залишковий рівень всіх необхідних функцій сягав величини 0.0001. Кількість ітерацій залежить від заданих умов і коливається у межах 100...800 ітерацій.

РЕЗУЛЬТАТИ ТА ОБГОВОРЕННЯ

На рис. 3 наведено типову для досліджених укорочених сопел картину течії (ізолінії числа Маха M) під час роботи сопла в атмосферних умовах (зовнішній тиск 100 кПа). При порівняно невеликих тисках на вході в сопло ($< 10^4$ кПа) за зрізом конічної укороченої частини сопла спостерігається надзвукова течія з двома висячими стрибками ущільнення 1 і 2 (зазвичай спостерігаються у вільній надзвуковій течії).

За стрибком 2 тиск у потоці вирівнюється з навколишнім тиском. Вільна межа течії 3 визначається контуром укороченої конічної частини сопла (однакова для різних форм насадку). За критичним перерізом конічної частини сопла в течії до стрибка 1 спостерігається висяча сідлоподібна (веретеноподібна) хвиля ущільнення 4 невеликої інтенсивності. За кутовою точкою насадку (переходу конуса в насадок) до його зрізу між межею зазначеного надзвукового струменя і стінкою насадку спостерігається розвинена відривна зона з великомасштабним вихором 5. Подібна картина течії спостерігається і для інших досліджених конфігурацій насадку (50° і 30°) за інших рівних умов.

Відповідний до розглянутих вище картин течії (в атмосферних умовах при тисках на вході в сопло $50 \cdot 10^5$ Па та $100 \cdot 10^5$ Па) розподіл тиску на стінці насадку (з кутами входу 30° і 70°) наведено на рис. 4.

Відразу за кутовою точкою насадку тиск різко зростає до значення, близького до атмосферного (P_H). Для меншого кута входу в насадок (30°) перехід до постійного тиску в насадку відбувається більш плавно (на ділянці порядку 20 % від довжини насадку). Зі збільшенням удвічі тиску на вході в сопло (до $100 \cdot 10^5$ Па) тиск на стінці насадку зменшується приблизно на 5 %. Це пояснюється більшою швидкістю на межі течії, що витікає з конічної частини сопла.

Картина течії в соплі під час роботи на висоті відрізняється своєю структурою [12]. На рис. 5 наведено розподіл ізоліній чисел Маха для двох видів насадків сопел.

В умовах низького зовнішнього тиску ($P_H < 0.1 \cdot 10^5$ Па) потік за кутовою точкою насадку при $P_0 > 50 \cdot 10^5$ Па розгортається у напрямку до стінки насадку і гальмується на ній у висячій хвилі стиснення 1 з утворенням біля стінки розвиненої відривної зони з дрібномасштабною вихровою структурою. В області зрізу (на ділянці порядку 10 % від довжини насадку) утворюється розвинена вихрова структура відірваного межового шару, і тим більша, що більшим є кут входу в насадок (за кутовою точкою). Від кутової точки насадку до зрізу виникає слабкий висячий стрибок 2. За зрізом насадку утворюється висячий

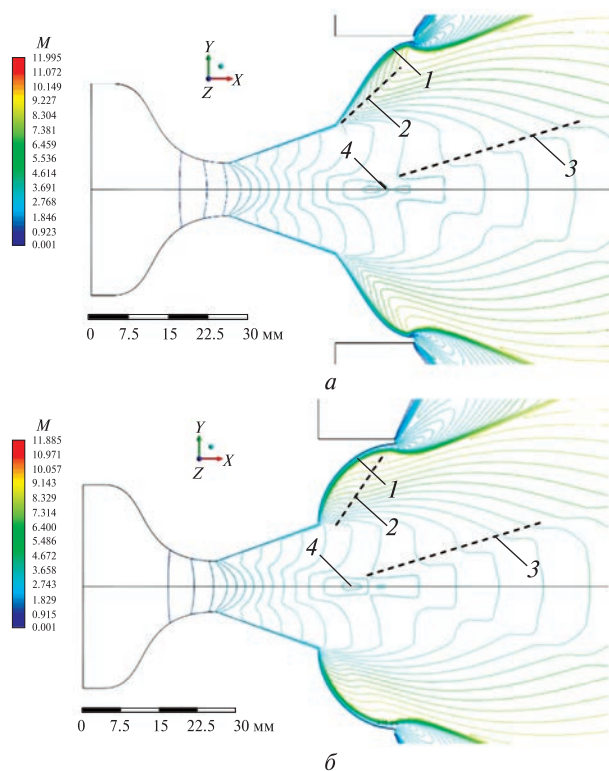


Рис. 5. Ізолінії числа Маха M течії в укороченому соплі з кутом входу конічної частини в насадок 30° (а) та 70° (б) при роботі у пустотних умовах та при початковому тиску $100 \cdot 10^5$ Па

стрибок 3 (практично однакової конфігурації для насадків з різними кутами входу в насадок), в якому тиск вирівнюється з тиском навколишнього середовища. У ядрі течії, що витікає з конічної частини сопла, також спостерігається веретеноподібна структура слабого висячого стрибка ущільнення 4.

Розподіл тиску на стінці насадку (рис. 6) відповідає описаному розподілу швидкості та хвильовій структурі потоку насадку. Після різкого падіння тиску на кутовій точці входу в насадок тиск на стінці зростає до максимального значення в області зрізу насадку. При цьому відразу за кутовою точкою тиск (криві 2 та 4) у насадку з великим кутом (70°) більший, ніж відповідний тиск (криві 1 та 3) у насадку з меншим кутом (30°). Це пояснюється більшою інтенсивністю прилеглої до стінки насадку стрибка ущільнен-

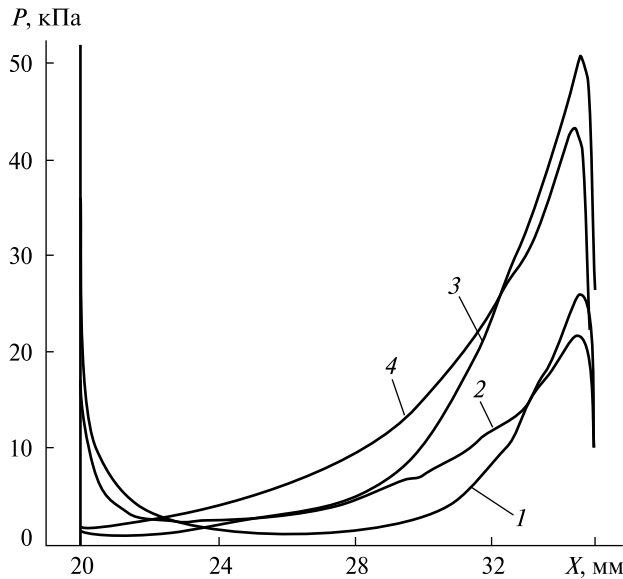


Рис. 6. Розподіл тиску на стінці насадка з кутами, що його утворюють на вході, 30° (криві 1, 3) та 70° (криві 2, 4), при роботі у висотних умовах ($P_n = 0.1 \cdot 10^5$ Па) та початковому тиску $50 \cdot 10^5$ Па (криві 1, 2) та $100 \cdot 10^5$ Па (криві 3, 4)

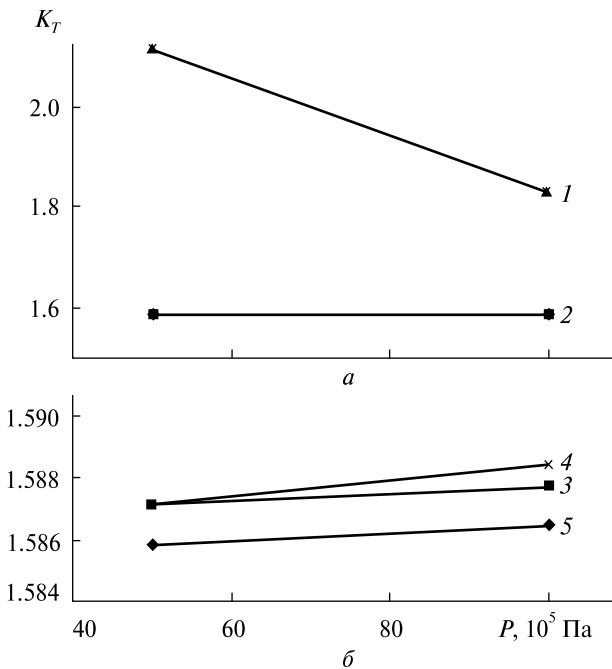


Рис. 7. Залежність коефіцієнта імпульсу укороченого сопла з насадком від тиску на вході в сопло та кута (30° , 50° , 70°) входу в насадок: а — порівняння коефіцієнтів у різних умовах роботи: 1 — при $P_n = 10^5$, 2 — при $P_n = 0.1 \cdot 10^5$, б — масштабування залежності 2 з рис. 6, а; 3 — кут 70° , 4 — кут 30° , 5 — кут 50°

ня (1 на рис. 5) внаслідок більшого розвороту потоку на кутовій точці у течії Прандтля — Майєра і, відповідно, більшого кута примикання ліній струму до стінки.

У зрізі насадка спостерігається інша поведінка тиску. Тиск (у максимумі) біля насадка з кутом входу 30° більший, ніж біля насадка з кутом входу 70° . Це пояснюється меншим радіусом кривизни стінки насадка біля зрізу при куті входу 30° внаслідок однакових кутів стінки на виході насадків. Менша кривизна стінки викликає інтенсивніший стрибок ущільнення і, відповідно, більший тиск на стінці.

Коефіцієнт тяги K_T сопла із насадком залежить від тиску зовнішнього середовища. У земних умовах при $P_n = 10^5$ (рис. 7, а, крива 1) зі збільшенням тиску на вході в сопло з $50 \cdot 10^5$ Па до $100 \cdot 10^5$ Па коефіцієнт імпульсу сопла зменшується на 14 %. Це пояснюється великим розворотом потоку на кутовій точці входу в насадок і, відповідно, меншим тиском потоку, що розвернувся. На рис. 7, а (крива 2) практично не залежить від зміни тиску на вході в сопло. Аналіз цієї залежності у збільшеному масштабі (рис. 7, б) показує слабку залежність величини K_T від кута входу в насадок. При більшому куті (70°) значення K_T приблизно на 0.1 % менше від значень при куті 30° . Це може пояснюватися як вищезгаданою причиною (більший розворот потоку), так і похибками розрахунку, оскільки при цьому не спостерігається подібної залежності для кута 50° .

ВИСНОВКИ

Досліджено газодинамічні та імпульсні характеристики укороченого сопла з однаковими кінчними надзвуковими частинами, пов'язаними на виході з дзвоноподібним насадком. Загальна довжина сопла з насадком, надзвукова кінцева частина, встановлена перед насадком, і кут на зрізі насадка — однакові. Кут сполучення кінцевої частини сопла та дзвоноподібного насадка приймався рівним 30° , 50° та 70° .

Для використання конфігурації досліджуваного сопла протягом всього польоту ракети були розглянуті особливості течії в соплі в земних і висотних умовах.

При роботі у *земних* умовах ($P_n = 10^5$ Па) за кутовою точкою насадка (досліджених конфігурацій) до його зрізу між межею надзвукової течії, що виходить з конуса, і стінкою насадка спостерігається розвинена відривна зона з великомасштабним вихором. Зміна кута нахилу твірної дзвоноподібного насадка не вносить істотної зміни величини статичного тиску за кутовою точкою ($\approx 0.9P_n$).

При роботі у *висотних* умовах ($P_n < 0.1 \cdot 10^5$ Па) потік за кутовою точкою насадка при $P_0 > 50 \times 10^5$ Па розгортається у напрямку до стінки насадка і гальмується на ній у висячій хвилі стиснення з утворенням біля стінки розвиненої відривної зони з дрібномасштабною вихровою структурою. Тиск на стінці насадка після різкого падіння на кутовій точці (входу в насадок) зростає до максимального значення в області зрізу насадка. При цьому відразу за кутовою точкою зміна тиску по довжині насадка має подібний характер при різних кутах входу в насадок. Рівень тиску в насадку з великим кутом входу (70°) більший, ніж у насадку з меншим кутом (30°). Тиск біля зрізу насадка з меншим кутом входу (30°) більший, ніж у насадка з кутом входу 70° . Це пояснюється меншим радіусом кривизни (внаслі-

док однакових кутів стінки на виході насадків) стінки насадка біля зрізу при куті входу 30° .

Коефіцієнт імпульсу укороченого сопла з дзвоноподібним насадком в земних умовах практично не залежить від конфігурації насадка і зменшується зі збільшенням тиску на вході в сопло. Це пояснюється зміною вихрової структури потоку у відривній зоні насадка. Для роботи на висоті коефіцієнт залежить практично від тиску на вході в сопло; спостерігається незначна тенденція до впливу зміни кута входу в насадок на коефіцієнт і зменшення коефіцієнта зі збільшенням кута входу в насадок.

Проведене вперше дослідження впливу кута входу до дзвоноподібного насадка укороченого круглого надзвукового сопла ракетного двигуна на його імпульсні характеристики показало, що конфігурація насадка не впливає на характеристики сопла, однак при польоті на висоті для збільшення коефіцієнта імпульсу краще вибирати менший кут входу в насадок. Необхідно проаналізувати вплив кута конічної частини надзвукового сопла на імпульсні характеристики сопла та характеристики течії в цілому, бо вплив лінійних розмірів конічної частини і дзвоноподібного насадка вже були розглянуті авторами раніше [12].

REFERENCES

1. Asha G., Naga Mohana D., Sai Priyanka K., Govardhan D. (2021). Design of minimum length nozzle using method of characteristics. *Int. J. Eng. Res. and Technol. (IJERT)*, **10**, № 5, 490—495.
2. *Basics of working in the finite element software package ANSYS* (2013). Lecture notes. Part 2. Kharkiv: publishing house KhNADU, 135 p.
3. Cheng G. C., Nichols R., Neroorkar K. D. (2017). Review and assessment of turbulence transition models. *Int. J. Eng. Res. and Develop.*, **13**, № 43, 32—57.
4. Génin C., Schneider D., Stark R. (2021). Dual-bell nozzle design. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, **146**, 395—406.
5. Ihnatiev O. D., Pryadko N. S., Strelnikov G. O., Ternova K. V. (2022). Thrust characteristics of a truncated Laval nozzle with a bell-shaped tip. *Techn. mech.*, № 3, 35—46.
6. Joshi P., Gandhi T., Parveen S. (2020). Critical Designing and Flow Analysis of Various Nozzles using CFD analysis. *Int. J. Eng. Res. and Technol. (IJERT)*, **9**, № 2, 421—424.
7. Kumar M., Fernando D., Kumar R. (2013). Design and optimization of de Laval nozzle to prevent shock induced flow separation. *Adv. Aerospace Sci. and Appl.*, **3**, № 2, 119—124.
8. Menter F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA J.*, **32**, № 8, 1598—1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>
9. Murugappan S., Gutmark E. J., Lakhamraju R. R., Khosla S. (2008). Flow-structure interaction effects on a jet emanating from a flexible nozzle. *Phys. Fluids*, **20**, 117105.
10. Nasuti F., Onofri M., Martelli E. (2005). Role of wall shape on the transition in axisymmetric dual-bell nozzles. *J. Propul. Power*, **21**, № 2, 243—250.

11. Nurnberger-Genin C., Stark R. (2010). Side loads in dual bell nozzles. Part 2: Design parameters. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit* (25 July 2010 — 28 July 2010, Nashville, TN), 1—10.
12. Pryadko N. S., Strelnikov H. O., Ternova K. V. (2024). Research of supersonic flow in shortened nozzles of rocket engines with a bell-shaped tip. *Space Sci. and Technol.*, **30**(1), 3—13.
13. Strelnikov G., Ihnatiev O., Pryadko N., Ternova K. (2022). Efficiency of rocket engine thrust vector control by solid obstacle on the nozzle wall. *J. Aerospace Eng.*, **236**(16), 3344—3353. DOI: 10.1177/09544100221083714
14. Strelnikov G., Pryadko N., Ihnatiev O., Ternova K. Choice of a turbulence model for modeling complex flows in rocket engine nozzles. *Novel Res. Sci.*, **10**(5), 1—4.
15. Strelnikov G. A., Pryadko N. S., Ternova K. V. (2023). Wave structure of the gas flow in a truncated nozzle with a long bell-shaped tip. *Techn. mech.*, № 1, 40—53.
16. Taylor N., Steelant J., Bond R. (2011). Experimental comparison of dual bell and expansion deflection nozzles. *Proc. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibition* (San Diego, 2011). Paper № 2011-5688, 1—13.
17. Tomita T., Kumada N., Ogawara A. (2010). Conceptual system design study for a linear aerospike engine applied to a future vehicle. *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit*. (Nashville, TN, 2010), AIAA 2010-7060, 5485—5492.
18. Verma S. B. (2009). Performance characteristics of an annular conical aerospike nozzle with freestream effect. *J. Propulsion and Power*, **25**, № 3, 783—791.

Стаття надійшла до редакції 18.01.2024

Після доопрацювання 01.04.2024

Прийнято до друку 25.04.2024

Received 18.01.2024

Revised 01.04.2024

Accepted 25.04.2024

N. S. Pryadko, Prof., Dr. Sci. in Tech., Leading Researcher

ORCID 0000-0003-1656-1681

E-mail: np-2006@ukr.net

G. O. Strelnikov, Prof., Dr. Sci. in Tech., Leading Researcher

ORCID 0000-0001-9810-1966

E-mail: strelaga38@ukr.net

K. V. Ternova, Senior Researcher, Ph.D. in Tech., Senior Researcher

ORCID 0000-0001-9560-5827

E-mail: ternovayakaterina@gmail.com

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

THE INFLUENCE OF THE ANGLE OF ENTRY INTO THE BELL-SHAPED TIP OF A SHORTENED ROUND SUPERSONIC NOZZLE OF A ROCKET ENGINE ON ITS IMPULSE CHARACTERISTICS

In gas-dynamic studies of rocket engines, much attention is paid to the characteristics of the nozzle — its geometry, momentum, losses, and manifestation of traction characteristics under various operating conditions. This work is devoted to the study of the influence of the entry conditions into the bell-shaped tip of a shortened nozzle on its gas-dynamic and impulse characteristics. We consider shortened nozzles with the same conical supersonic parts and the same total length of the nozzle but with different angles of connection of the conical part of the nozzle with the bell-shaped tip.

When working at sea level, changing the angle of inclination of the forming bell-shaped tip does not significantly change the value of the static pressure at the corner point and the coefficient of nozzle impulse. This is due to the occurrence of flow separation at the corner point and the presence of a large-scale vortex. With a continuous flow in the nozzle during the operation of the rocket engine at altitude, the nature of the pressure distribution on the nozzle wall at the corner point differs when the angle of connection of the conical part with the tip changes, and the maximum value at the nozzle section is approximately the same. This fact is explained by the appearance of a hanging shock wave near the tip wall at small entrance angles (30°).

The study examines the flow's impulse characteristics in the nozzle under different pressure values at the inlet and the surrounding environment. The impulse coefficient in terrestrial conditions depends little on changing the tip and decreases with increasing pressure at the nozzle inlet. When working at height, there is a weak effect of changing the angle of entry into the nozzles on the momentum coefficient.

Keywords: shortened nozzle, bell-shaped tip, flow disturbance, impulse characteristics, corner point.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.061>
UDC 528.88:519.2:530.1

M. V. ARTIUSHENKO, Leading researcher, Dr. Tech. Sciences, docent
orcid.org/0000-0002-7899-4450
E-mail: mart47@i.ua

A. V. KHYZHNIAK, scientific secretary of the Center, candidate of technical sciences, senior researcher
orcid.org/0000-0002-8637-3822
E-mail: avsokolovska@gmail.com

O. V. TOMCHENKO, senior researcher, candidate of technical sciences
orcid.org/0000-0001-6975-9099
E-mail: tomch@i.ua

State institution “Scientific Centre for Aerospace Research of the Earth
of the Institute of Geological Science of the National Academy of Sciences of Ukraine”
55-B, O. Gonchar Str., Kyiv, 01054 Ukraine

PREDICTION AND RISK MANAGEMENT OF SPREADING FOREST PEST INFESTATIONS USING SATELLITE DATA

The article is devoted to predicting the risk of occurrence of large foci of infection in a pine forest with bark beetles, pathogenic fungi, and nematodes. The areas of disease observed on satellite images have a spotted, clustered structure of drying forest. An important statistical characteristic of the infestation structure is the power law of distribution of infestation clusters in size. Large, catastrophic events have a significant probability in processes with power laws of distributions. The given methods of computer identification and analysis of cluster distributions make it possible to form a statistical percolation model of prediction and risk management of forest infestation based on information captured (read out) from space images.

The only effective means of combating the bark beetle is sanitary felling of the forest. The sanitary cuttings area is considered a control parameter in the model. The model uses forest observation on a lattice of satellite image pixels, similar to the lattice of a percolation system. The universality of the theory is explained by the fact that it considers the interaction of elements of infection clusters, which, near the critical state of a forest ecosystem, obey a power-law distribution.

The value of the power-law indicator indicates the formation of large clusters and is used in the model for the risk prediction of infestation development. In the model, risk prediction is understood as a statistical assessment of risk in the future, taking into account changes in the conditions for its manifestation. Changes are determined based on the results of satellite imagery, and the effectiveness of sanitary tree cuttings is considered.

An example of a prediction of the development of forest infestations (drying) using images from the Sentinel-2 satellites is presented. Model identification methods are considered, and a test verification of the model is performed. Using scale-invariant indicators of power-law distributions made it possible to abandon expensive high-precision images and replace them with images of average spatial resolution. The approach to synthesizing a prediction and risk management model from space images discussed in the article is based on the theory of self-organized criticality. The model is quite universal and can be used in space geoinformation technologies to organize effective environmental management.

Keywords: *drying of pine forests; stem pests, remote sensing data, power-law distributions, risk prediction, risk management, percolation model*

Цитування: Artiushenko M. V., Khyzhniak A. V., Tomchenko O. V. Prediction and risk management of spreading forest pest infestations using satellite data. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, No. 3 (148). P. 61–70. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.061>

© Publisher ПН «Академперіодика» of the NAS of Ukraine, 2024. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

1. INTRODUCTION

The degradation and death of pine forests in vast areas of several European states and other countries worldwide is a serious public concern [15]. This trend, which has emerged in Ukraine over the last decade, has now taken on catastrophic proportions. Data from recent years show that the most common pest species in pine forests in Ukraine, the stem pests *Ips acuminatus* and *Ips sexdentatus*, are rapidly increasing in number. Previously nonaggressive bark beetle *Ips acuminatus* is now considered among the most serious pests of pine forests in Ukraine and other European countries Fig 1. The bark beetle is a carrier of pathogenic fungi and nematodes.

Among serious forest pests in Ukraine, xylophages (stem pests) were taking the dominant position gradually, making up 23 % of the area of all pests in 2018 and increasing the area of its outbreak for 4 years by 7.7 times [5]. Most experts acknowledge that the main factor for the mass infestation of forest pests is the critical state of forest ecosystems in the regions under consideration. The pine bark beetle invades weakened trees, which completely dry up within a short period of a few weeks. The observed mass weakening and desiccation of forests reflect the general critical state of forest ecosystems [8].

The only effective means of bark beetle control are timely identification of infested areas, sanitary felling, and rapid disposal of infested wood [13]. The number of bark beetles caught in pheromone traps is counted to determine the distribution level quickly. In [12], an algorithm for expert prediction of *Ips acu-*

minatus spread risk depending on environmental factors was proposed.

Remote sensing data proved to be an effective tool for detecting and monitoring areas infected with bark beetles, as they provide global, spatially continuous, and periodic data on vegetation status. [11]. In addition, there are now many freely available satellite data sources with worldwide coverage and high temporal resolution (e.g., Landsat and Sentinel programs). These are a cost-effective alternative to costly terrestrial forest field surveys [18]. Remote sensing opens possibilities for detecting and mapping bark beetle infestations based on spectral features of the vegetation. Spectral features are related to various functional and structural characteristics of plants, such as pigment amount, leaf structure, moisture content, nitrogen concentration, leaf surface area index, and other specific indexes. In the current study, the influence of pests is known to be reflected in plants' biophysical and biochemical properties and consequently affects spectral signatures [1]. An analysis of the dynamics of the spread of infestations observed from satellite images reveals the formation of infestation patches. Infestation patches have a coherent (clustered) structure consisting of individual elements (pixels, cells) with at least one side in common. The emergence of such a spatial structure of infestations cannot be described using regular dynamics methods. A statistical model of percolation theory is used to describe the formation of the cluster structure of forest infestations based on satellite images [3].

The percolation model in our research is based on one of the first works by S.R. Broadbent and J. M. Hammersley on percolation processes [6], which discusses the propagation of liquid (fluid) in inhomogeneous media. A model of spreading an infectious epidemic in a garden on a square grid is considered among the examples. The authors showed that there is a critical value for the probability of infection spreading across the grid cells. Below this value, an epidemic cannot occur, and above a critical value, the spread of large infections (epidemics) occurs with a high probability. Subsequent studies revealed [16, 19] that in a regime close to the critical value, a large percolation cluster of fluid (infection) appears, a power law distribution of infection clusters by size takes place [14], and the percolation clus-



Figure 1. Forestry territory (June 2019) inhabited by xylophages: *Ips sexdentatus*, *Ips acuminatus*, *Blastophagus minor* (from left to right)

ter has a fractal structure [9]. In our work, we retain the terminology of the first percolation model [6] — “contagion”. Tree infestations are observed from spacecraft as clusters of dead and fresh dead trees of a pine forest populated by xylophages.

If the statistical analysis of the distribution of forest infestation clusters follows a power law [2, 14], then the dynamics of the process may show synergistic (cooperative) properties of environmental factors, which are emergent [4]. The prediction behaviour of systems and processes with such systemic properties cannot be made by studying and subsequently generalizing the effects of individual factors. The occurrence of large outbreaks of pests depends on many factors, including ongoing sanitary measures (tree felling), the initial area of pest outbreaks, air temperature, groundwater levels, soil conditions, tree age, forest stand structure, and others. It is impossible to accurately account for and mathematically describe the impact of even the significant factors influencing the spread of infestations, and a statistical distribution of clusters models their generalizing effect.

A feature of the power law of distribution, also called Zipf law, Pareto distribution, is the slow decreasing probability of large values of a random variable. The power law is one of the indicators of disasters in the natural, technical, and socio-economic spheres [4]. In the case of non-power statistics, the area of large values of a quantity is characterized by a small probability. In systems with a power-law distribution, large events are not rare enough to neglect their probability. The power-law distribution of forest infestation clusters indicates the possible occurrence of large-scale infestation foci. This is because the evolution of the forest ecosystem has accumulated a large amount of a resource (weakened trees), and a favourable combination of environmental factors has occurred that can synergistically affect the deployment of large clusters of infestation foci. This results in the process moving into the high-risk category of large-area tree mortality.

Events that give rise to dangers and risks can be described in statistical language. However, statistics is subject to well-defined deterministic laws. Consequently, risks can be predicted and assessed if process statistics are considered. Risks can be managed by influencing control parameters promptly.

Risk management is the process of identifying, assessing, and taking steps to reduce risk to an acceptable level [17].

The study’s objectives are to substantiate and develop a statistical method and models for risk predicting and managing the drying of a pine forest caused by the colonization of trees by stem pests. This will avoid significant financial losses associated with a decrease in the commodity value of wood damaged by pests. The source data for the statistical method are the remote sensing data over studied areas of the forest.

2. IDENTIFICATION OF A RISK PREDICTION MODEL

The synthesis of a statistical risk model is carried out using forest remote sensing data from spacecraft. The synthesis includes the stages of structural and parametric identification.

The decryption of images. To monitor changes in the composition of the controlled area of the pine forest, optical data from the MSI (Multispectral Instrument) Sentinel-2A, -2B scanner were used. Image interpretation was performed using a pixel-based approach and artificial neural networks [18]. The classification method with learning involved the following steps:

- 1) creation of a “region of interest” to pre-define 3 classes of objects,
- 2) histogram analysis and creation of training samples,
- 3) image classification by artificial neural network method.

This method confidently segments the images into 3 classes: glades and areas of sanitary cuttings, healthy coniferous forests, and areas with completely and partially dried trees. The spatial resolution of the classification result is 10 m/pixel.

Structural identification. By classifying an image of a forest area from a spacecraft, the formation of a cluster structure of infection is established. The size of each cluster in pixels is determined in Fig. 2.

A comparative statistical analysis of the sizes of infection clusters is carried out to identify the model’s structure.

Let $u(x)dx$ be the fraction of clusters with size between x and $x + dx$. Distributions of the form (1) are said to follow a power law:

$$u(x) = Cx^{-\alpha}, \quad \alpha > 0. \quad (1)$$

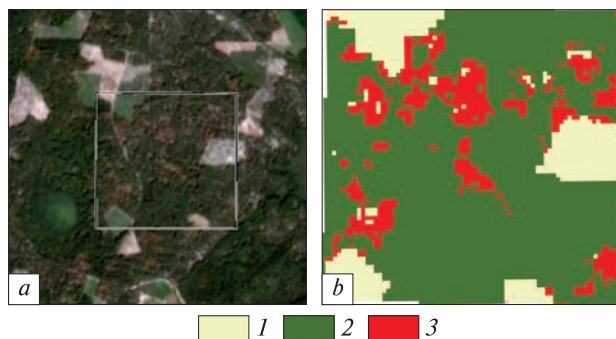


Figure 2. Classification of the image of a test forest area, 2017: *a* — Fragment of the image of a pine forest from the Sentinel-2A spacecraft, the study area is marked with a square in the image for the 2017 year, *b* — Result of image fragment classification: 1 — glades and areas of sanitary cuttings, 2 — healthy forests, 3 — clusters of withered trees

The constant C in Eq. (1) is given by the normalization requirement.

The histogram is a straight line on log-log scales,

$$\ln u(x) = -\alpha \ln x + c, \quad (2)$$

where α and c are constants and $c = \ln C$. The constant α is called the exponent of the power law.

In the case of power distributions, huge sample sizes are needed to construct good-quality histograms, which are empirical analogues of probability densities. In most cases, just making a histogram (Fig. 3, *a*) and plotting it on log scales to see if it looks straight is a poor way to proceed. The right-hand end of the distribution is noisy because of sampling errors. In practice, the rank method identifies power distributions, which reduces the requirement for a large volume of statistical data and avoids the early appearance of statistical noise [2, 14]. In order to process the observation data using the rank method, it is necessary to order the sequence of values of variable x in descending order and assign an ordinal number to each element of the sequence, starting from the highest value. Elements with the same value get different numbers in the descending sequence. Each sampled value has a rank equal to the highest element number with that value. The ranks of values are the cumulative frequencies of the distribution, and the maximum value of the cumulative frequency (the total frequency) is equal to the number of items N in the sample. The frequency with which values of a random variable occur, expressed relative to N units,

is treated as a statistical probability. Identification of a power rank distribution is done by constructing a probability cumulative function $F(x)$:

$$F(x) = U(X \geq x) = \sum_{x_i \geq x} U(X = x_i), \quad (3)$$

where X — is a random variable and x — is the current value of the variable. The notation below the sum signs in (3) indicates that the summation applies to all values that are greater than or equal to the current value. The probability cumulative function of a power distribution has a maximum value equal to one if $X = x_{\min}$, $F(x_{\min}) = 1$. The function $F(x)$ is defined for both discrete and continuous values. For a continuous value x , the function $F(x)$ is related to the density function $u(x)$ by the integral relation, which takes into account the fact that the power distribution (1) diverges for small values of x ,

$$\begin{aligned} F(x) &= \int_x^\infty u(x') dx' = C \int_x^\infty (x')^{-\alpha} dx' = \\ &= \frac{C}{\alpha - 1} x^{-(\alpha-1)} = C_1 x^{-(\alpha-1)}. \end{aligned} \quad (4)$$

Power laws with exponents less than one cannot be normalized and are not usually found in nature [13].

Comparison of relations (1) and (4) shows that the cumulative function $F(x)$ of a power distribution is also a power function with a value of the exponent one less than that of the function $u(x)$ and is expressed in bi-logarithmic coordinates as a linear relationship:

$$\ln F = \ln C_1 - (\alpha - 1) \ln x. \quad (5)$$

In practice, it is possible to construct rank diagrams in natural rather than relative units. Determination of the coefficient of the direct $\alpha - 1$ of the cumulative function in the notation (5) is usually performed using many values of x and $F(x)$ by the least squares method. The method of graphing cumulative functions in bi-logarithmic coordinates is the most obvious method for structurally identifying power-law distributions since the functions' graphs should well approximate straight lines.

Based on the graph of the cumulative function (Fig. 3, *b*), it follows (we can conclude) that the structure of distributions of infection clusters (Fig. 2, *b*) obeys a power law.

Parametric model identification. However, it is known that the least squares method of approxim-

ing a power function gives a systematic error in determining α [10, 14]. In [14], the derivation of the maximum likelihood method is recommended to determine the exponent and estimate the statistical error σ . Considering that the value of the power-law index is an important indicator for predicting the occurrence of large infection forest foci, we use these recommendations and the formulas of the maximum likelihood method:

$$\alpha = 1 + n \left[\sum_{i=1}^n \ln \frac{x_i}{x_{\min}} \right]^{-1}, \quad (6)$$

$$\sigma = \sqrt{n} \left[\sum_{i=1}^n \ln \frac{x_i}{x_{\min}} \right]^{-1} = \frac{\alpha - 1}{\sqrt{n}}, \quad (7)$$

where x_i — the quantities $i=1, n$ are the measured values of x and x_{\min} is the minimum value of x , x_{\min} — the minimum value of the quantity x , at which the power law is satisfied, α — the exponent of the power law, σ — an estimate of the expected statistical error.

For the example under consideration (see Fig. 2), exponent values α were calculated using the maximum likelihood method of Eq. (6), statistical error σ — Eq. (7): $\alpha = 1.74$, $\sigma = 0.09$, $\alpha = 1.74 \pm 0.09$, $\alpha = 1.74(9)$. Numbers in parentheses give the error on the trailing figures. The distribution follows a power law, see Eq. (1). The constant C is mostly uninteresting.

3. THE DIVERGENCE OF THE AVERAGE CLUSTER SIZE AS AN INDICATOR OF RISK

Consider the probability density function $u(x)$ of a random continuous variable X with values x , in the notation of Eq. (1). The first-order moment M_1 determines the mean $\langle x \rangle$ and expected value:

$$\begin{aligned} M_1 = \langle x \rangle &= \int_{x_{\min}}^{\infty} x u(x) dx = C \int_{x_{\min}}^{\infty} x^{1-\alpha} dx = \\ &= \frac{C}{2-\alpha} [x^{2-\alpha}]_{x_{\min}}^{\infty}. \end{aligned} \quad (8)$$

At $\alpha \leq 2$, the mean value of the power-law distribution $M_1 \rightarrow \infty$, the first-order moment diverges, but at $\alpha > 2$, the mean value is completely determined. From this, we can conclude that the average value of infection clusters tends to be tremendous for the values of the exponent $\alpha \leq 2$ calculated by Eqs. (6), (7). Critical value $\alpha_{cr} = 2$. Consequently, significant losses will be associated with catastrophes, which can be predicted from the values of the power exponent calculated at the early stages of forest infection development. It should also be considered that for all-natural systems with values $\alpha \leq 2$, the average value of infection clusters is limited by the size of the forest. The distributions are truncated at the tail of large values since the areas of infestation cannot be larger than the area of the entire forest area, see Fig. 3, *b*. This is a finite-size effect. The

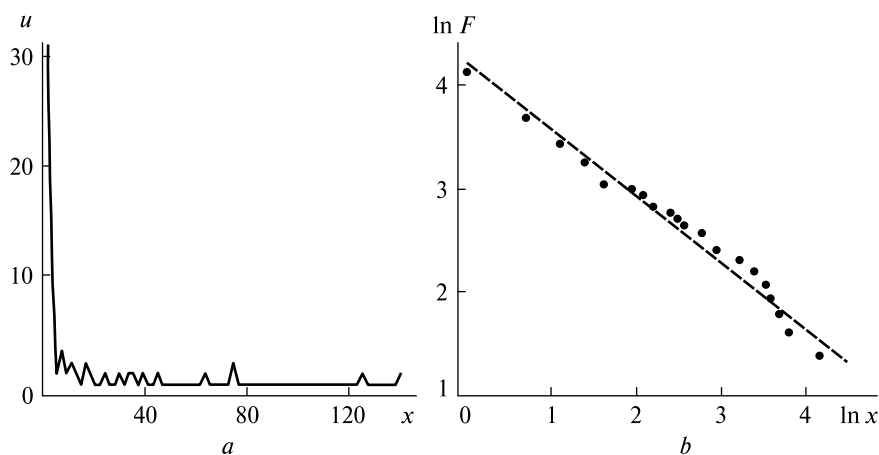


Figure 3. The result of identifying the distribution of infection clusters from a satellite image, see Fig. 2: *a* — histogram, *b* — cumulative functions $F(x)$ of cluster distribution by size x , a straight line on log-log scales

divergence of the average cluster size is determined from the relation (8). At $\alpha \leq 2$, further development of the process will generate large values of the sizes of infection clusters. All calculations are performed by a computer program. This program models the process according to the initial data on the areas of infection clusters X received from Remote sensing (Fig. 2). The size of a cluster is determined by its area, which is measured in pixels (1 pixel = 100 m²). The values of indicator α are calculated by Eq. (6).

Calculating the average size of infection clusters in a percolation forest model. The approximation of the observed distribution by a power distribution is controlled by statistical error σ . When calculating the average value of clusters for $\alpha \leq 2$, a specific large, but not infinitely large, number will be obtained. Our data set is not infinite, and the size of the controlled forest area limits the cluster sizes. The size of the infection cluster is determined by decoding the image as the number of pixels of its components. Calculating the average value of clusters for any values of α is performed using the following algorithm.

The type of cluster is characterized by its size. Let there be $i = 1, N$ types of clusters in the satellite image, then: s_i — size of clusters of type i , n_i — number of clusters of type i . Let p_i be the fraction of infection clusters of type i of size s_i :

$$p_i = \frac{s_i n_i}{\sum_{i=1}^N s_i n_i}, \quad \sum_{i=1}^N p_i = 1, \quad (9)$$

then the average size of infection clusters will be determined as a first-order moment

$$\langle s \rangle = \sum_{i=1}^N p_i s_i. \quad (10)$$

Table 1. Risk prediction levels

Risk levels	Comparing Calculated Values $\alpha, \sigma, \alpha_{cr} = 2$
R_1 — low	$2 < \alpha - \sigma$ or the distribution that does not follow a power law, see Eq. (5)
R_2 — medium	$\alpha - \sigma \leq 2 < \alpha + \sigma$
R_3 — high	$\alpha + \sigma \leq 2$

α — the exponent, critical value $\alpha_{cr} = 2$, σ — error

Risk assessments and recommendations for reducing risk levels. Statistics on foci of forest infestation make it possible to predict three different dynamics of tree death and risk levels: 1) low, 2) medium, and 3) high. The indicator for the prediction assessment is the exponent of the power law α , Eq. (6), taking into account an estimate of the expected statistical error σ , Eq. (7). The average size of infection clusters $\langle s \rangle$ is calculated using Eqs (9), (10) and characterize the current state of the spread of infection in a forest area. The controlling parameter is the size of the tree felling area. The control parameter can change the prediction estimate. Calculating the current state $\langle s \rangle$ allows you to evaluate the effectiveness of the control action.

Sanitary measures change the observed structure of infection clusters, requiring a new risk prediction. This concept of risk management based on remote sensing data is implemented by a computer program. The risk prediction levels are carried out according to the relationships given in Table 1.

Risk levels and recommendations: R_1 — planned selective sanitary of tree felling should be carried out, R_2 — new risks may emerge, and risks that were previously addressed may become a problem again, it is recommended to increase the frequency of observations and carry out selective sanitary cuttings of weakened trees, R_3 — tree death is expected over a large area; it is recommended to carry out clear sanitary cuttings of weakened trees.

4. TESTING OF A MODEL FOR PREDICTION AND RISK MANAGEMENT OF DRYING OF THE PINE FOREST

The initial data for predicting the development of foci of infestation of pine forests by the bark beetle were obtained by processing satellite images of a forest area in central Ukraine. The observation was carried out for plantations *Pinus sylvestris* in the area of the Tobolsk forestry (Volyn region, Ukraine). Trees are 35 years old. The size of the square observation plot is about 53.5 ha, see Fig. 2, a .

Table 2 summarizes the main results of predictions and observations of the spread of pine forest dieback in the test area. The drying out of the forest is caused by the colonization of trees by stem pests. Observation of the forest was carried out over 7 calendar years (2015—2021), the dates of filming are presented in the second column of the table. The observation area

$S_2(t_0) = 534700 \text{ m}^2$ corresponds to the projections of a 5347-pixel image of the terrain. The data in Table 2 were obtained as a result of space surveys from Sentinel-2A, see Fig. 2, *a*, and further classification of digital images by area: infection, felling, and healthy forest, see Fig. 2, *b*. The calculation of the predictive risk indicator α was performed based on the distributions of infection clusters, Fig. 3, according to model identification methods, see Section 2, and Eqs. (6), (7). The average size of infection clusters $\langle s \rangle$ was calculated using the method described in Section 3, Eqs. (9), (10). The predicted risk level R is determined according to Table 1. The remaining values in Table 2 are calculated according to the equations:

$$\Delta S_1(t_{i+1}) = S_1(t_{i+1}) - S_1(t_i), \quad (11)$$

$$S_3(t_{i+1}) = S_2(t_0) - S_2(t_{i+1}), \quad (12)$$

$$\Delta S_3(t_{i+1}) = S_2(t_i) - S_2(t_{i+1}), \quad (13)$$

where $i = \overline{0, 6}$.

The data given in Table 2 allow you to test the percolation model of risk prediction over observation periods:

- $i = 1$ the average value of infection clusters is small, $\langle s(t_1) \rangle = 3.97$ — the current condition is good, the risk prediction indicator $\alpha(t_1)$ predicts a low level of risk R_1 for the next observation period, sanitary cuttings have not been carried out, $\Delta S_1(t_1) = 0$;

- $i = 2$ $\langle s(t_2) \rangle = 15.75$ — the current condition is satisfactory (the prediction is correct), the risk pre-

diction indicator $\alpha(t_2)$ predicts a high level of risk R_3 for the next observation period, minor sanitary cuttings were carried out $\Delta S_1(t_2) = 8$, (according to the recommendations, in order for the prediction not to be justified, it was necessary to carry out clear sanitary cuttings);

- $i = 3$ $\langle s(t_3) \rangle = 57.97$ — the current state of infection clusters is characterized by large-scale infection of the forest (the prediction is correct), prediction estimates for the next period $\alpha(t_3)$ and R_3 indicate the death of trees over a large area next year, sanitary cuttings were carried out only of dried trees $\Delta S_1(t_3) = 136$ (this does not correspond to the recommendations, see Table 1);

- $i = 4$ $\langle s(t_4) \rangle = 67.60$, the current state — large-scale forest infestation (the prediction is correct), prediction estimates for the next period $\alpha(t_4)$ and R_3 — trees are expected to die over a large area, clear sanitary cutting as have been carried out $\Delta S_1(t_4) = 498$ (corresponds to the recommendations, see Table 1);

- $i = 5$ $\langle s(t_5) \rangle = 9.19$, the current condition is good due to compliance with the recommendations of last year, the prediction did not come true, the risk prediction indicator $\alpha(t_5)$ predicts a low level of risk R_1 for the next year, sanitary cuttings $\Delta S_1(t_5) = 531$ were carried out over a large area, which does not correspond to the recommendations of the model and is considered as an unreasonable loss of wood, it is possible that part of the sanitary cuttings from the previous period was transferred to the current period;

Table 2. Results of prediction and observations of pine forest drying

i	t_i (observation period)	$\langle s \rangle$	α	R	ΔS_1	S_1	S_2	S_3	ΔS_3
0	t_0 (initial value)	—	—	—	0	639	4708	639	—
1	t_1 (19.08.2015)	3.97	2.56(20*)	R_1	0	639	4555	153	153
2	t_2 (13.07.2016)	15.75	1.85(11)	R_3	8	647	4327	381	228
3	t_3 (31.07.2017)	57.97	1.74(10)	R_3	136	783	3802	906	525
4	t_4 (10.08.2018)	67.60	1.68(9)	R_3	498	1281	3381	1327	421
5	t_5 (12.08.2019)	9.19	2.22(13)	R_1	531	1812	3205	1503	176
6	t_6 (16.08.2020)	7.67	2.21(12)	R_1	215	2027	2989	1719	216
7	t_7 (03.09.2021)	6.17	2.19(12)	R_1	72	2099	2932	1776	57

*— the distribution does not obey the power law, i — number of the observation period, $\langle s \rangle$ — average area of dried forest clusters, α — predictive risk indicator, R — predicted risk level, ΔS_1 — forest felling area for the period, S_1 — total area of forest felling at the time of observation, S_2 — total area occupied by forest at the time of observation, S_3 — total area of forest loss at the time of observation, ΔS_3 — forest loss over the period. All areas are given in the areas of projections of image pixels onto the surface, (1 pixel = 100 m²).

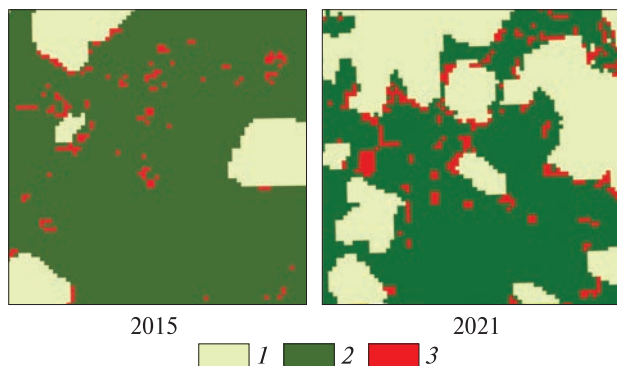


Figure 4. Map of forest losses in the test area of the forestry for the period 2015–2021: 1 – glades and areas of sanitary cuttings, 2 – healthy forests, 3 – clusters of withered trees

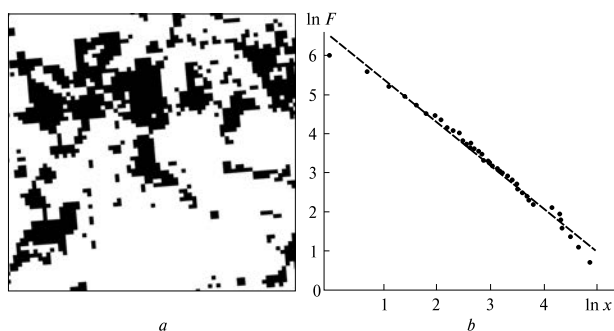


Figure 5. Illustration of verification of the prediction of pine forest infestation distribution: *a* – map of total forest infestation over 6 years (2015–2020), *b* – cumulative functions $F(x)$ of cluster distribution by size x (intensity ranking diagrams). The dots indicate the number of infestation clusters whose size exceeds a given value of x , the linear form of the function in logarithmic coordinates illustrates the implementation of the power distribution law

- $i = 6 \langle s(t_6) \rangle = 7.67$ – the current condition is good (the prediction is correct), risk prediction $\alpha(t_6)$ predicts a low level of risk R_1 for the next year, sanitary cuttings have been completed on the square $\Delta S(t_6) = 215$;

- $i = 7 \langle s(t_7) \rangle = 6.17$, the current condition is good (the prediction is correct), risk prediction $\alpha(t_7)$ predicts a low level of risk R_1 for the next year, sanitary cuttings have been completed on the square $\Delta S(t_7) = 72$.

Analysis of forest loss in a test area, see Table 2, shows that during the observation period 2015–2021,

the percentage of forest loss was $(S_3(t_7)/S_2(t_0))100 = (1776/4708)100 \approx 38 \%$.

Figure 2 shows the distribution of sanitary felling and forest drying in 2017. Figure 4 shows the results of interpreting an image from the satellite Sentinel-2A of a test area of the forest in 2015 and 2021.

The map of forest losses in 2021 shows how the areas of forest cutting prevent the formation of a percolation cluster of infection and drying out of trees. The cluster passes through a section of forest from left to right. Figure 5, *a* illustrates the verification of the process of formation of a percolation cluster of infection spread on a site over 6 years. Statistics on the spread of infections obey a power law, see Fig. 5, *b*.

Test model verification over 7 years demonstrated the model’s ability to predict the risks of large outbreaks of forest pest infestation. A timely prediction makes the use of clear sanitary cuttings of healthy trees in areas where percolation infection clusters form justified. This will avoid significant financial losses associated with a decrease in the commodity value of wood damaged by pests.

5. CONCLUSION

The percolation model of prediction and risk management of forest infections discussed in the article refers to the formalization of the description and analysis of one of the phenomena of self-organized criticality. The universality of the concept of self-organized criticality is manifested in the general patterns inherent in many phenomena studied in various fields of natural and socio-economic sciences. As first proposed by P. Bak [4], some dynamical systems arrange themselves so that they always sit at the “critical” point of parametric space, no matter what state we start in. One says that such systems self-organize to the critical point or display self-organized criticality.

Such systems develop power-law distributions at particular “critical” points in their parameter space because of the divergence of some characteristic scale [14], such as the mean cluster size in the percolation model.

The value of the power distribution parameters serves as a statistical indicator of a predictive assessment of the risk of the appearance of undesirable large values of the controlled quantity. This indicator is used in the model to decide on the formation of management impacts on the forest ecosystem.

REFERENCES

1. Abdullah H., Skidmore A. K., Darvishzadeh R., Heurich M. (2019). Sentinel-2 accurately maps the green-attack stage of the European spruce bark beetle (*Ips typographus*, L.) compared with Landsat-8. *Remote Sens. Ecol. Conserv.*, **5**, 87–106. <https://doi.org/10.1002/rse2.93>
2. Artiushenko M. V. (2018): Identification and Interpretation of Power-Law Distributions by Spectral Data of Remote Sensing. *J. Automat. and Inform. Sci.*, **50**(12), 17–33. <https://doi.org/10.1615/JAutomatInfScien.v50.i12.20>
3. Artiushenko M. V., Tomchenko O. V. (2020). Percolation model to control the distribution of forest infections on images from space vehicles. *Space Science and Technology*, **26**(4), (125), 45–56 [in Ukrainian]. <https://doi.org/10.1507/knit2020.04.045>
4. Bak P. (1996). *How Nature Works: The Science of Self-Organized Criticality*. New York: Copernicus, 207 p.
5. Bondar V. N. (2019). *Reasons and consequences of worsening of forests vitality and forest ecosystems*. Proc. Int. Sci. and Practical Conf. «Pine forests: current status, existing challenges and ways forward» (12–13 June 2019, Kyiv), 8–17 [in Ukrainian, English].
6. Broadbent S. R., Hammersley J. M. (1957). Percolation processes. *Math. Proc. Cambridge Phil. Soc.*, **53**, 629–641. doi:10.1017/S0305004100032680
7. Deilmai B. R., Kanniah K. D., Rasib A. W., Ariffin A. (2014). Comparison of pixel-based and artificial neural networks classification methods for detecting forest cover changes in Malaysia. *IOP Conf. Ser.: Earth and Environmental Sci.*, **18**, 012069, 1–5. <https://doi.org/10.1088/1755-1315/18/1/012069>
8. Didukh Y. P. (2019). *Coenotic diversity of pine forests in Ukraine and their conservation problems*. Proc. Int. Sci. and Practical Conf. «Pine forests: current status, existing challenges and ways forward» (12–13 June 2019, Kyiv), 17–20 [in Ukrainian, English].
9. Feder J. (1988). *Fractals*. New York: Plenum, 283 p.
10. Goldstein M. L., Morris S. A., Yen G. G. (2004). Problems with fitting to the power-law distribution. *Eur. Phys. J. B*, **41**, 255–258.
11. Khyzhniak A., Tomchenko O. (2021). Using remote sensing for detecting bark beetle infestation on Volyn Polissya. *Int. Conf. Young Professionals «GeoTerrace-2021»* (Oct. 2021), **2021**, 1–5. <https://doi.org/10.3997/2214-4609.20215K3049>
12. Meshkova V. L., Borysenko O. I. (2018). Prediction for bark beetles caused desiccation of pine stands. *Forestry and Forest Melioration*, **132**, 155–161. <https://doi.org/10.33220/1026-3365.132.2018.155>
13. Morris J. L., Cottrell S., Fettig C. J., Hansen W. D., Sherriff R. L., Carter V. A., Higuera P. E. (2017). Managing bark beetle impacts on ecosystems and society: priority questions to motivate future research. *J. Appl. Ecology*, **54**(3), 750–760. <https://doi.org/10.1111/1365-2664.12782>
14. Newman M. E. J. (2005): Power laws, Pareto distributions and Zipf's law. *J. Contemporary Phys.*, **46**, 323–351.
15. Seidl R., Müller J., Hothorn T., Bässler C., Heurich M., Kautz M. (2016). Small beetle, large-scale drivers: how regional and landscape factors affect outbreaks of the European spruce bark beetle. *J. Appl. Ecology*, **53**(2), 530–540. <https://doi.org/10.1111/1365-2664.12540>
16. Stauffer D., Aharony A. (1994). *Introduction to Percolation Theory* (2nd ed.). London: Taylor & Francis, 192 p.
17. Stoneburner G., Goguen A., Feringa A. (2002). Risk management guide for information technology systems. *Gaithersburg, Nat. Inst. Standards and Technology, Spec. Publ.* 800-30, 54.
18. Tarasevich Y. Y. (2002). *Perkolyaciya: theory, exhibits, algoritmy*. M.: “URSS” Publisher, 109 p. [in Russian].
19. Zimmermann S., Hoffmann K. (2020). Evaluating the capabilities of Sentinel-2 data for large-area detection of bark beetle infestation in the Central German Uplands. *J. Appl. Remote Sens.*, **14**, 024515. <https://doi.org/10.1117/1.JRS.14.024515>

Стаття надійшла до редакції 06.02.2024

Після доопрацювання 19.03.2024

Прийнято до друку 20.03.2024

Received 06.02.2024

Revised 19.03.2024

Accepted 20.03.2024

M. V. Артюшенко, пров. наук. співроб., д-р техн. наук, доцент

orcid.org/0000-0002-7899-4450

E-mail: mart47@i.ua

A. V. Хижняк, учений секретар, канд. техн. наук, старш. дослідник

orcid.org/0000-0002-8637-3822

E-mail: avsokolovska@gmail.com

O. V. Томченко, старш. наук. співроб., канд. техн. наук

orcid.org/0000-0001-6975-9099

E-mail: tomch@i.ua

Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі

Інституту геологічних наук Національної академії наук України»

вул. Олесь Гончара 55-б, Київ, Україна, 01054

ПРОГНОЗУВАННЯ ТА КЕРУВАННЯ РИЗИКАМИ ПОШИРЕННЯ ЗАРАЖЕНЬ ЛІСУ ШКІДНИКАМИ ЗА ДАНИМИ ДЗЗ

Статтю присвячено прогнозуванню ризиків виникнення великих вогнищ зараження соснового лісу жуками-кородіями, патогенними грибами та нематодами. Ділянки зараження, що спостерігаються на космічних знімках, мають плямисту, кластерну структуру всохлого лісу. Важливою статистичною характеристикою структури заражень є степеневий закон розподілу кластерів заражень за розмірами. Наведені методи комп'ютерної ідентифікації та аналізу розподілу кластерів дозволяють сформувати статистичну, перколяційну модель прогнозування та керування ризиками зараження лісу за інформацією, отриманою засобами ДЗЗ. Єдиним ефективним засобом боротьби з короїдом є проведення санітарних рубок лісу. Площі санітарних рубок розглядаються у моделі як керівний параметр.

У моделі використовується спостереження за лісом на решітці пікселів космічного знімку як на решітці перколяційної системи. У процесах зі степеневими законами розподілів значну ймовірність мають великі, катастрофічні події.

Універсальність теорії пояснюється тим, що в ній розглядається взаємодія елементів кластерів зараження, які поблизу критичного стану лісової екосистеми підпорядковуються степеневому розподілу.

Величина показника степеневого розподілу є індикатором виникнення великих кластерів і використовується у моделі для прогнозних оцінок ризику розвитку заражень. У моделі під прогнозуванням ризиків розуміється статистична оцінка ризику у майбутньому з урахуванням змін умов його проявів. Зміни визначаються за результатами зйомки з космосу і враховують ефективність санітарних рубок дерев. Наводиться приклад прогнозування розвитку зараження (усихання) лісу за знімками з космічних апаратів «Sentinel-2». Розглянуто методи ідентифікації моделі та виконано тестову перевірку моделі. Застосування масштабно-інваріантних індикаторів степеневих розподілів дозволило відмовитися від використання дорогих високоточних знімків та замінити їх знімками середньої просторової розрізненості. Розглянутий у статті підхід до синтезу моделі прогнозування та керування ризиками на основі космічних знімків ґрунтується на концепції теорії самоорганізованої критичності. Модель досить універсальна і може використовуватись у космічних геоінформаційних технологіях для організації ефективного природокористування.

Ключові слова: всихання соснових лісів; стовбурові шкідники, дані дистанційного зондування, степеневий розподіл, прогнозування ризиків, керування ризиками, перколяційна модель.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.071>

УДК 528.1

А. Р. СОГОР, доцент кафедри, канд. техн. наук, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-0084-9552>

ResearcherID: ABI-6288-2020. Scopus Author ID: 57224950613

E-mail: andrii.r.sohor@lpnu.ua

І. С. СІДОРОВ, старш. викладач кафедри геодезії

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5634-0512>

ResearcherID: AAC-1271-2020. Scopus Author ID: 57212560353

E-mail: ihor.s.sidorov@lpnu.ua

О. М. СМІРНОВА, доцент кафедри, канд. техн. наук, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-3958-2880>

ResearcherID: JKH-7065-2023. Scopus Author ID: 57559498700

E-mail: olha.m.smirnova@lpnu.ua

Інститут геодезії Національного університету «Львівська політехніка»

вул. Степана Бандери 12, Львів, Україна, 79013

ЗАСТОСУВАННЯ СИНГУЛЯРНОГО РОЗКЛАДУ МАТРИЦІ ПРИ РОЗВ'ЯЗУВАННІ НЕКОРЕКТНИХ ГЕОДЕЗИЧНИХ ЗАДАЧ

Найбільш надійний метод для обчислення лінійних рівнянь принципу найменших квадратів, який можна використати для розв'язування некоректних геодезичних задач, базується на матричній факторизації, яку називають сингулярним розкладом. Інші методи вимагають менше машинного часу та пам'яті, але вони менш ефективні щодо врахування похибок вихідної інформації, похибок заокруглення та лінійної залежності.

Методологія такого дослідження полягає в тому, що для будь-якої матриці A та будь-яких двох ортогональних матриць U та V існує матриця Σ , яка визначається зі співвідношення $\Sigma = U^T A V$. Ідея сингулярного розкладу полягає в тому, що належним вибором матриць U та V можна перетворити більшість елементів матриці Σ в нулі та зробити її діагональною з невід'ємними елементами.

Новизна та актуальність наукових рішень полягає у доцільності застосування сингулярного розкладу матриці при отриманні лінійних рівнянь методу найменших квадратів, який можна використати для розв'язування некоректних геодезичних задач.

Мета наукового дослідження полягає в отриманні стійкого розв'язку параметричних рівнянь поправок до результатів вимірювань у некоректних геодезичних задачах.

На основі виконаних досліджень із застосування методу сингулярного розкладу при розв'язуванні некоректних геодезичних задач можна резюмувати таке. Сингулярним розкладом дійсної матриці \bar{A} називається будь-яка її факторизація $\bar{A} = \bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T$ на матрицю з ортогональними стовпцями \bar{U} , ортогональну матрицю \bar{W} та діагональну матрицю $\bar{\Sigma}$, елементи якої називаються сингулярними числами матриці \bar{A} , а стовпці матриць \bar{U} та \bar{W} — лівими та правими сингулярними векторами. Якщо матриця \bar{A} має повний ранг, то її розв'язок буде єдиним та стійким, який можна отримати за

Цитування: Согор А. Р., Сідоров І. С., Смірнова О. М. Застосування сингулярного розкладу матриці при розв'язуванні некоректних геодезичних задач. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 3 (148). С. 71–79. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.071>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

допомогою різних методів. Але метод сингулярного розкладу, на відміну від інших методів, дає можливість розв'язувати задачі з неповним рангом. Як показують результати досліджень, досить поширений в геодезії метод розв'язування нормальних рівнянь за допомогою послідовного виключення невідомих (метод Гаусса) не дає стійких розв'язків для некоректних геодезичних задач. Тому у випадку погано зумовлених систем рівнянь запропоновано використовувати метод сингулярного розкладу матриці, який в обчислювальній математиці носить назву SVD. Метод сингулярного розкладу SVD дає можливість отримувати стійкі розв'язки як стійких, так і нестійких за своєю природою задач. Така можливість розв'язувати саме некоректні геодезичні задачі пов'язана з застосуванням деякої границі τ , вибір якої можна здійснювати за відносними похибками матриці коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок \bar{A} та вектора результатів геодезичних вимірювань \bar{L} . При цьому розв'язок системи нормальних рівнянь, отриманий методом SVD, буде мати найменшу довжину.

Таким чином, застосовуючи апарат сингулярного розкладу матриці коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок до результатів геодезичних вимірювань, ми отримали нові формули для оцінки точності методу найменших квадратів при розв'язуванні некоректних геодезичних задач. Виведені формули мають компактний вигляд і дають можливість досить легко обчислити елементи μ і Q_X оцінки точності, практично обходячи складну процедуру обернення матриці коефіцієнтів нормальних рівнянь.

Ключові слова: матрична факторизація, метод найменших квадратів, некоректні геодезичні задачі, оцінка точності, сингулярний розклад матриці.

ВСТУП

Найбільш надійний метод для обчислення коефіцієнтів в загальній задачі найменших квадратів базується на матричній факторизації, яку називають сингулярним розкладом. Є й інші методи, що вимагають менше машинного часу та пам'яті. Але вони менш ефективні щодо врахування похибок вихідної інформації, похибок заокруглення та лінійної залежності [3].

Сингулярний розклад, чи SVD (Singular Value Decomposition), є потужним обчислювальним засобом для аналізу матриць та задач, пов'язаних з матрицями, який має застосування у багатьох сферах. Цей алгоритм — типовий представник найбільш вживаних в теперішній час алгоритмів для розв'язування різноманітних матричних задач на так звані власні числа, і одночасно може використовуватись у числових методах даних задач [4].

Методологія такого наукового дослідження полягає в тому, що для будь-якої матриці A та будь-яких двох ортогональних матриць U та V існує матриця Σ , яка визначається зі співвідношення $\Sigma = U^T A V$. Якщо елементи u_j та v_j є стовпцями матриць U та V , то окремі компоненти матриці Σ будуть рівними $\sigma_{ij} = u_i^T A v_j$. Ідея сингулярного розкладу полягає в тому, що належним вибором матриць U та V можна перетворити більшість елементів σ_{ij} в нулі; можна навіть зробити матрицю Σ діагональною з невід'ємними

діагональними елементами σ_j . Ключ до правильного використання методу SVD — це введення деякої границі τ , яка відображає точність вихідних даних. Відношення $\sigma_{\max}/\sigma_{\min}$, де σ_{\max} — найбільше ненульове сингулярне число, а σ_{\min} — найменше ненульове сингулярне число, можна вважати числом зумовленості матриці A . Відкидання чисел σ_j , які будуть меншими, ніж границя τ , призводить до зменшення числа зумовленості до значення σ_{\max}/τ .

Нарешті можна зауважити, що важливою особливістю методу SVD є здатність виявляти залежність і неоднозначність та знаходити дуже малі сингулярні числа. Цей тип додаткової інформації для задач методу найменших квадратів називають *сингулярним аналізом*. Він застосовується при аналізі складних математичних моделей [4, 10]. Сингулярний розклад має досить давню історію. Фундаментальними у переважній більшості були праці Голуба та його колег Кохана, Бізінгера і Райнша. Зокрема, стаття Голуба та Райнша була опублікована ще у 1971 р. [4]. Автори відомих алгоритмів для матричних власних чисел — Френсіс, Рутісхаузер та Вілкінсон; ці алгоритми були описані у їхніх працях ще у 1965 р. [10]. У своїх працях Лоусон, Хенсон (1974) і Стюарт (1973) розглядають метод SVD та ряд пов'язаних з ним задач [7, 9]. Слід зауважити, що даний метод сингулярного розкладу матриці, який базується на відомому в статистиці аналізі головних компонентів (Principal Component

Analysis), широко висвітлений в сучасних наукових працях [1, 2, 5, 6, 8].

Таким чином, новизна та актуальність наукових рішень полягає у доцільності застосування сингулярного розкладу матриці при отриманні лінійних рівнянь методу найменших квадратів, який можна використати для розв'язування некоректних геодезичних задач.

РОЗВ'ЯЗУВАННЯ СИСТЕМ ЛІНІЙНИХ РІВНЯНЬ

Нехай A — задана матриця розмірністю $m \times n$, причому $m \geq n$, а b — заданий вектор розмірністю m . Потрібно знайти всі вектори x , для яких

$$Ax = b.$$

Включимо сюди випадок, коли матриця A може бути квадратною та виродженою.

Теоретично є багато різноманітних алгоритмів, які розв'язують дану систему рівнянь. Але в обчислювальній практиці з її неточними результатами вимірювань метод SVD по суті є єдиним відомим методом з високою надійністю отримання розв'язків [3, 4, 7].

Використовуючи сингулярний розклад матриці A , лінійну систему $Ax = b$ можна переписати у вигляді

$$U\Sigma V^T x = b,$$

звідки

$$\Sigma z = d,$$

де $z = V^T x$, $d = U^T b$. Система рівнянь $\Sigma z = d$ є діагональною, що значно спрощує її розв'язок. Дану систему можна розкласти на три підсистеми в залежності від значень розмірностей m , n та рангу k , тобто кількості ненульових сингулярних чисел:

$$\sigma_j z_j = d_j, \text{ якщо } j \leq n \text{ та } \sigma_j \neq 0,$$

$$0 \cdot z_j = d_j, \text{ якщо } j \leq n \text{ та } \sigma_j = 0,$$

$$0 = d_j, \text{ якщо } j > n.$$

Друга підсистема є порожньою, якщо $k = n$; третя підсистема є порожньою, якщо $n = m$.

Рівняння є сумісними, та розв'язок існує в тому і тільки тому випадку, коли $d_j = 0$, а також $\sigma_j = 0$ або $j > n$. Якщо $k < n$, то невідомому параметру z_j , що відповідає нульовому коефіцієнту σ_j , можна присвоїти довільне значення, і також отримати розв'язок. Після повернення до вихідних координат завдяки перетворенню $x = Vz$

довільні компоненти z дають змогу параметризувати множину всіх можливих розв'язків x .

Позначимо через u_j та v_j стовпці матриць U та V . Тоді розклад $A = U\Sigma V^T$ можна записати так:

$$Av_j = \sigma_j u_j, \quad j = 1, \dots, n.$$

Ядром матриці A є множина векторів x , для яких $Ax = 0$, а область значень матриці A — це множина векторів b , для яких система $Ax = b$ має розв'язок. Якщо $\sigma_j = 0$, то $Av_j = 0$, і v_j належить ядру матриці A ; якщо ж $\sigma_j \neq 0$, то u_j належить області значень матриці A .

Звідси випливає, що ми можемо отримати повний опис ядра та області значень. Нехай V_0 — система стовпців v_j , для яких $\sigma_j = 0$, а V_1 — система решти стовпців v_j . Нехай U_1 — система стовпців u_j , для яких $\sigma_j \neq 0$, а U_0 — система решти стовпців u_j , включаючи ті, для яких $j > n$. У системі V_0 є $n - k$ стовпців, у системі V_1 — k стовпців і стільки ж у системі U_1 , у системі U_0 є $m - k$ стовпців. Отже:

1) V_0 — ортонормований базис для ядра матриці A ,

2) V_1 — ортонормований базис для ортогонального доповнення ядра A ,

3) U_1 — ортонормований базис для області значень матриці A ,

4) U_0 — ортонормований базис для ортогонального доповнення області значень A .

ЛІНІЙНА ЗАДАЧА МЕТОДУ НАЙМЕНШИХ КВАДРАТІВ

Розглянемо тепер узагальнення попередньої задачі, але будемо шукати вектори x розмірністю n , для яких Ax лише наближено дорівнює вектору b при умові мінімальної довжини нев'язки. Під нев'язкою тут будемо розуміти вектор розмірністю m , тобто

$$r = Ax - b.$$

Отже, задача полягає у виборі вектора x , який буде мінімізувати довжину нев'язки r (вірніше, квадрат довжини нев'язки)

$$\|r\|^2 = \sum_{i=1}^m r_i^2.$$

Таку задачу в статистиці називають задачею *лінійної регресії*. Якщо матриця A має повний ранг, то розв'язок x буде єдиним та стійким. Такий

розв'язок можна отримати за допомогою різних методів, відмінних від методу SVD. Але метод SVD, на відміну від інших методів, дає можливість розв'язувати задачі з неповним рангом [3, 4, 10].

Оскільки ортогональні матриці зберігають норму, то

$$\|r\| = \|U^T(AVV^T x - b)\| = \|\Sigma z - d\|.$$

Отже, метод SVD зводить загальну задачу найменших квадратів до задачі з діагональною матрицею. Неважко помітити, що вектор z , який мінімізує $\|r\|$, можна виразити співвідношеннями

$$z_j = \frac{d_j}{\sigma_j}, \text{ якщо } \sigma_j \neq 0;$$

$$z_j \text{ довільне, якщо } \sigma_j = 0.$$

Таким чином, k рівнянь діагональної форми розв'язуються точно. Інші рівняння зводяться до того, що вектор-нев'язка буде відмінним від нуля, причому його норма буде рівною $\|r\|^2 = \sum d_j^2$, де суму беремо по всіх j , для яких $\sigma_j = 0$ або $j > n$. Тоді зворотне перетворення $x = Vz$ дає змогу розв'язати нашу вихідну задачу.

Якщо задача має неповний ранг, то її розв'язок, який мінімізує $\|r\|$, не буде єдиним. У такій ситуації отримуємо єдиний розв'язок, вибираючи $\|x\|^2 \rightarrow \min$. Такого розв'язку можна досягнути, якщо прийняти

$$z_j = 0, \text{ коли } \sigma_j = 0.$$

У випадку повного рангу розв'язок буде єдиним.

Часто на практиці розглядають модифіковані задачі методу найменших квадратів, в яких мінімізується деяка комбінація $\|r\|$ та $\|x\|$, тобто

$$\|r\|^2 + \lambda \|x\|^2 \rightarrow \min,$$

де λ — деякий коефіцієнт пропорційності.

РОЗВ'ЯЗУВАННЯ НЕКОРЕКТНИХ ГЕОДЕЗИЧНИХ ЗАДАЧ

Отримані вище лінійні рівняння методу найменших квадратів можна використати для розв'язування некоректних геодезичних задач. Для цього зобразимо рівняння лінійної регресії у вигляді відомих при вирівнюванні геодезичних мереж параметричних рівнянь поправок. Представимо їх у матричній формі:

$$AX + L = V,$$

де A — матриця коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок, елементи якої отримують як часткові похідні деякої функції по невідомим параметрам, X — вектор невідомих величин, які називають параметрами, L — вектор результатів вимірювань, V — вектор поправок до результатів вимірювань.

Дана система рівнянь є недовизначеною, тому вона не має єдиного розв'язку. Із багатьох різноманітних критеріїв для визначення невідомих параметрів X , як ми вже зауважували раніше, використаємо принцип найменших квадратів. Тобто, на систему рівнянь $AX + L = V$ накладемо додаткову умову

$$\Phi = V^T C_{nn}^{-1} V \rightarrow \min,$$

де C_{nn}^{-1} — обернена коваріаційна матриця похибок результатів вимірювань.

Щоб оперувати простішими виразами, доцільно скористатися поданням нерівноточних результатів вимірювань у рівноточному вигляді. Якщо підставити в умову мінімуму значення вектора V з параметричних рівнянь поправок, отримаємо

$$\Phi = (AX + L)^T C_{nn}^{-1} (AX + L) \rightarrow \min.$$

Розкриваючи дужки, будемо мати

$$\Phi = X^T A^T C_{nn}^{-1} AX + 2X^T A^T C_{nn}^{-1} L + L^T C_{nn}^{-1} L \rightarrow \min.$$

Для дійсної симетричної додатно визначеної оберненої коваріаційної матриці C_{nn}^{-1} використаємо таку теорему.

Теорема. Для дійсної симетричної додатно визначеної матриці C_{nn}^{-1} існує така симетрична додатно визначена матриця $C_{nn}^{-1/2}$, що $(C_{nn}^{-1/2})^2 = C_{nn}^{-1}$. При цьому

$$(C_{nn}^{-1/2})^2 = Y \Lambda^{1/2} Y^T \cdot Y \Lambda^{1/2} Y^T = Y \Lambda Y^T = C_{nn}^{-1},$$

де

$$\Lambda^{1/2} \Rightarrow \text{diag}\{\lambda_1^{1/2}, \lambda_2^{1/2}, \dots, \lambda_m^{1/2}\}$$

— діагональна матриця власних чисел матриці $C_{nn}^{-1/2}$, а стовпці матриці Y — власні вектори матриці $C_{nn}^{-1/2}$. Скориставшись визначенням даної теореми, умову мінімуму можна записати у вигляді

$$\Phi = X^T A^T C_{nn}^{-1/2} C_{nn}^{-1/2} AX + 2X^T A^T C_{nn}^{-1/2} C_{nn}^{-1/2} L + L^T C_{nn}^{-1/2} C_{nn}^{-1/2} L \rightarrow \min.$$

Якщо ввести позначення

$$\bar{A} = C_{nn}^{-1/2} A, \quad \bar{L} = C_{nn}^{-1/2} L, \quad \bar{V} = C_{nn}^{-1/2} V,$$

то умова мінімуму остаточно матиме вигляд

$$\Phi = X^T \bar{A}^T \bar{A} X + 2X^T \bar{A}^T \bar{L} + \bar{L}^T \bar{L} = \bar{V}^T \bar{V} \rightarrow \min .$$

Як відомо з математичного аналізу, необхідною умовою мінімуму функції Φ є рівність нулів її часткових похідних, тобто $\partial\Phi/\partial X = 0$. В результаті, вже для випадку рівноточних вимірювань $\bar{L} = C_{mn}^{-1/2} L$, отримуємо систему нормальних рівнянь

$$\bar{A}^T \bar{A} \cdot X + \bar{A}^T \bar{L} = 0 .$$

Невідомі параметри звідси отримуються як

$$X = -(\bar{A}^T \bar{A})^{-1} \cdot \bar{A}^T \bar{L} .$$

Досить поширений в геодезії метод розв'язування нормальних рівнянь за допомогою послідовного виключення невідомих (метод Гаусса) не дає стійких розв'язків для погано зумовлених або некоректних геодезичних задач. Тому у випадку погано зумовлених систем рівнянь бажано використовувати такий метод, який би гарантував стабільний розв'язок. Одним із таких методів може бути сингулярний розкладу матриці, який в обчислювальній математиці носить назву SVD [3, 4].

Здійснимо сингулярний розклад матриці \bar{A} . Сингулярним розкладом дійсної матриці \bar{A} розмірністю $m \times n$ називається усяка її факторизація вигляду

$$\bar{A} = \bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T ,$$

де \bar{U} — матриця з ортогональними стовпцями розмірністю $m \times n$, \bar{W} — ортогональна матриця розмірністю $n \times n$, $\bar{\Sigma}$ — діагональна матриця розмірністю $n \times n$, для якої $\bar{\sigma}_{ij} = 0$ при $i \neq j$ і $\bar{\sigma}_{ij} = \bar{\sigma}_j \geq 0$. Величини $\bar{\sigma}_j$ назвемо сингулярними числами матриці \bar{A} , а стовпці матриць \bar{U} і \bar{W} — лівими та правими сингулярними векторами. Для матриць \bar{U} і \bar{W} справедливі такі співвідношення:

$$\begin{aligned} \bar{U}^T \bar{U} &= I, \quad \bar{U} \bar{U}^T \neq I, \\ \bar{W}^T \bar{W} &= I, \quad \bar{W} \bar{W}^T = I, \end{aligned}$$

де I — одинична матриця. Підставимо тепер значення сингулярного розкладу матриці \bar{A} в систему нормальних рівнянь, отримаємо

$$(\bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T)^T (\bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T) \cdot X + (\bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T)^T \bar{L} = 0 .$$

Транспонуємо матриці, отримаємо

$$\bar{W} \bar{\Sigma} \bar{U}^T \bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T \cdot X + \bar{W} \bar{\Sigma} \bar{U}^T \cdot \bar{L} = 0 .$$

Після скорочень нова система нормальних рівнянь набуде вигляду

$$\bar{W} \bar{\Sigma} \bar{\Sigma} \bar{W}^T \cdot X + \bar{W} \bar{\Sigma} \bar{U}^T \cdot \bar{L} = 0 .$$

Тоді розв'язок такої системи запишеться як

$$X = -(\bar{W} \bar{\Sigma} \bar{\Sigma} \bar{W}^T)^{-1} \bar{W} \bar{\Sigma} \bar{U}^T \cdot \bar{L} .$$

Врахувавши ортогональність матриці \bar{W} та зробивши відповідні скорочення, остаточно отримуємо розв'язок системи нормальних рівнянь:

$$X = -\bar{W} \bar{\Sigma}^{-1} \bar{U}^T \cdot \bar{L} ,$$

де $\bar{\Sigma}^{-1}$ — діагональна матриця, члени якої рівні $1/\bar{\sigma}_j$.

Отже, цей розв'язок дає можливість отримати невідомі параметри X , використовуючи сингулярний розклад матриці \bar{A} . Зведемо його до еквівалентної діагональної системи

$$\bar{\Sigma} \cdot Z = \bar{D} ,$$

де

$$Z = \bar{W}^T X, \quad \bar{D} = -\bar{U}^T \bar{L} .$$

Якщо всі величини $\bar{\sigma}_j$ є відмінними від нуля, то еквівалентну діагональну систему можна розв'язати, вважаючи

$$z_j = \frac{\bar{d}_j}{\bar{\sigma}_j}, \quad j = 1, \dots, n ,$$

де z_j — елементи вектора Z , \bar{d}_j — елементи вектора \bar{D} .

Однак на практиці не завжди є можливим отримати коректний розв'язок такої задачі, якщо деякі величини $\bar{\sigma}_j$ мають малі значення. Згідно із твердженнями, приведеними вище, ми можемо сказати, що всі значення величин $\bar{\sigma}_j$ не будуть дорівнювати нулеві у тому випадку, коли стовпці елементів \bar{a}_{ij} матриці \bar{A} будуть лінійно незалежними.

Як відомо, для отримання коректного розв'язку потрібно ввести деяку границю τ , яка відображає точність вихідних даних, що використовується в геодезичних задачах. Зміни вихідних даних та похибки заокруглень, які є меншими, ніж границя τ , можуть призвести до зовсім іншого набору коефіцієнтів. Для того щоб ці коефіцієнти були по можливості малими, запишемо

$$z_j = 0, \quad \text{якщо } \bar{\sigma}_j \leq \tau .$$

Вибір $z_j = 0$ має особливий зміст. Він призводить до розв'язку, що має серед всіх можливих розв'язків найменшу довжину.

Відношення $\bar{\sigma}_{\max}/\bar{\sigma}_{\min}$ назвемо числом зумовленості матриці A , тобто

$$\text{cond}(\bar{A}) = \frac{\bar{\sigma}_{\max}}{\bar{\sigma}_{\min}} ,$$

де $\bar{\sigma}_{\max}$ — найбільше, а $\bar{\sigma}_{\min}$ — найменше ненульові сингулярні числа.

Отже, відкинувши числа $\bar{\sigma}_j$, які будуть меншими, ніж границя τ , отримуємо зменшення числа зумовленості до значення $\bar{\sigma}_{\max}/\tau$, тобто

$$\text{cond}(\bar{A}) = \frac{\bar{\sigma}_{\max}}{\tau}.$$

Дослідження показали, що відкидати деякі малі значення $\bar{\sigma}_j$ доцільно в тому випадку, коли число зумовленості матриці $\text{cond}(\bar{A})$ перевищує обернені відносні похибки матриці \bar{A} та вектора вільних членів \bar{L} , що є вектором результатів вимірювань геодезичних величин. Тоді отримати стійкий розв'язок нашої задачі можна в тому випадку, якщо буде виконуватись умова

$$\text{cond}(\bar{A}) \leq d,$$

де d — знаменник відносних похибок матриці \bar{A} та вектора результатів геодезичних вимірювань \bar{L} . Якщо підставити значення $\text{cond}(\bar{A}) = \bar{\sigma}_{\max}/\tau$ у нерівність $\text{cond}(\bar{A}) \leq d$, отримаємо

$$\frac{\bar{\sigma}_{\max}}{\tau} \leq d.$$

Тоді границю τ можна визначити із умови

$$\tau > \frac{\bar{\sigma}_{\max}}{d}.$$

Таким чином, ми описали проблему розв'язування некоректних геодезичних задач у вигляді системи нормальних рівнянь, що дає можливість, врахувавши вихідну коваріаційну матрицю C_m , отримати досить простий вираз для пошуку невідомих величин X , застосовуючи сингулярний розклад матриці коефіцієнтів параметричних рівнянь \bar{A} . Метод сингулярного розкладу SVD дає можливість отримувати стійкі розв'язки як стійких, так і нестійких за своєю природою задач. Така можливість розв'язувати саме некоректні геодезичні задачі пов'язана із застосуванням деякої границі τ , яка дає змогу не включати у процес обчислення дуже малі сингулярні числа $\bar{\sigma}_j$, і тим самим покращити зумовленість системи нормальних рівнянь. Вибір границі τ можна здійснювати за відносними похибками матриці коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок \bar{A} та вектора результатів геодезичних вимірювань \bar{L} . При цьому розв'язок системи нормальних рівнянь, отриманий методом SVD, буде мати найменшу довжину.

ОЦІНКА ТОЧНОСТІ ДАНОГО МЕТОДУ

Виведемо формули для отримання оцінки точності при використанні методу сингулярного розкладу. В загальному вигляді середня квадратична похибка будь-якої величини визначається з формули

$$m_x = \mu \sqrt{Q_x},$$

де μ — похибка одиниці ваги, $Q_x = P_x^{-1}$ — обернена вага вектора оцінюваної величини.

Отже, задача оцінки точності розкладається на дві задачі: 1) визначення похибки одиниці ваги, 2) визначення ваги вектора оцінюваної величини. Для визначення похибки одиниці ваги можна скористатись формулою з теорії похибок:

$$\mu = \sqrt{\frac{\bar{V}^T \bar{V}}{m-n}},$$

де $m - n = k$ — кількість надлишково вимірюваних величин, а добуток матриць $\bar{V}^T \bar{V}$, згідно з формулами попереднього пункту, дорівнює $V^T C_m^{-1} V$. Використовуючи значення функції $\Phi = \bar{V}^T \bar{V}$, виведені вище, та виконавши деякі спрощення, отримаємо

$$\bar{V}^T \bar{V} = X^T (\bar{A}^T \bar{A} X + \bar{A}^T \bar{L}) + \bar{L}^T \bar{A} X + \bar{L}^T \bar{L}.$$

Але вираз у круглих дужках дорівнює нулеві, оскільки він представляє систему нормальних рівнянь. Тому величина $\bar{V}^T \bar{V}$ набуде вигляду

$$\bar{V}^T \bar{V} = \bar{L}^T \bar{A} X + \bar{L}^T \bar{L}.$$

Тоді, застосовуючи сингулярний розклад матриці \bar{A} , дану формулу можна записати у вигляді

$$\bar{V}^T \bar{V} = \bar{L}^T \bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T X + \bar{L}^T \bar{L}.$$

Якщо замінити вектор X його значенням, отриманим із розв'язку системи нормальних рівнянь, то будемо мати

$$\bar{V}^T \bar{V} = -\bar{L}^T \bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T \bar{W} \bar{\Sigma}^{-1} \bar{U}^T \bar{L} + \bar{L}^T \bar{L}.$$

Використовуючи властивості транспонованої, ортогональної та оберненої матриць, величина $\bar{V}^T \bar{V}$ запишеться у вигляді

$$\bar{V}^T \bar{V} = -\bar{L}^T \bar{U} \bar{U}^T \bar{L} + \bar{L}^T \bar{L}.$$

Тоді середня квадратична похибка одиниці ваги остаточно матиме вигляд

$$\mu = \sqrt{\frac{\bar{L}^T \bar{L} - \bar{L}^T \bar{U} \bar{U}^T \bar{L}}{m-n}}.$$

За обернену вагу Q_x в теорії похибок приймають величину

$$Q_x = (A^T C_m^{-1} A)^{-1}.$$

Згідно із теоремою симетричної додатно визначеної матриці $(C_{mn}^{-1/2})^2 = C_{mn}^{-1}$, сформульованою у попередньому пункті, обернена вага Q_x дорівнює

$$Q_x = (\bar{A}^T \bar{A})^{-1}.$$

Після сингулярного розкладання матриці \bar{A} обернена вага Q_x набуде вигляду

$$Q_x = [(\bar{U}\bar{\Sigma}\bar{W}^T)^T \bar{U}\bar{\Sigma}\bar{W}^T]^{-1}.$$

Виконавши транспонування та спростивши вираз, запишемо

$$Q_x = [\bar{W}\bar{\Sigma}\bar{U}^T]^{-1}.$$

Використовуючи властивості оберненої матриці добутку та ортогональної матриці, остаточно отримуємо обернену вагу вектора оцінюваної величини

$$Q_x = \bar{W}\bar{\Sigma}^{-1}\bar{U}^{-1}W^T.$$

Таким чином, застосовуючи апарат сингулярного розкладу матриці коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок до результатів геодезичних вимірювань, ми отримали нові формули для оцінки точності методу найменших квадратів при розв'язуванні некоректних геодезичних задач. Виведені формули мають компактний вигляд і дають можливість досить легко обчислити елементи μ і Q_x оцінки точності, практично обходячи складну процедуру обертання матриці коефіцієнтів нормальних рівнянь.

РЕЗУЛЬТАТИ ОБЧИСЛЕНЬ

На основі описаних в роботі теоретичних досліджень виконано обчислення значень параметрів внутрішнього орієнтування для референц-еліпсоїда Землі за даними геодезичних вимірювань різних регіонів території України та акваторії Чорного і Азовського морів. У табл. 1 приведено оцінки, отримані традиційним методом найменших квадратів (МНК) та методом сингулярного розкладу матриці (SVD).

ВИСНОВКИ

На основі виконаних досліджень із застосуванням методу сингулярного розкладу SVD при розв'язуванні некоректних геодезичних задач було з'ясовано таке.

1. Як показали результати досліджень, досить поширений в геодезії метод розв'язування нормальних рівнянь за допомогою послідовного виключення невідомих (метод Гаусса) не дає стійких розв'язків для некоректних геодезичних задач, отриманих на прикладі побудови регіонального земного еліпсоїда.

2. У випадку погано зумовлених систем рівнянь запропоновано використовувати метод сингулярного розкладу матриці, який в обчислювальній математиці носить назву SVD.

Таблиця 1. Параметри референц-еліпсоїда Землі, визначені методами найменших квадратів та сингулярного розкладу

РЕГІОН	a , м	$1/\alpha$	Δx , м	Δy , м	Δz , м
МНК					
Західна Україна	6385940 ± 400	211 ± 11	-7547 ± 342	-3488 ± 154	$+3592 \pm 967$
Північна, східна та південна Україна	6377489 ± 75	293 ± 2	$+378 \pm 30$	$+67 \pm 19$	$+881 \pm 189$
Україна	6377621 ± 78	303 ± 2	$+523 \pm 20$	$+172 \pm 12$	$+18 \pm 185$
Акваторії	6379393 ± 39	316 ± 1	-310 ± 18	-359 ± 12	-2112 ± 108
Україна + акваторії	6378218 ± 13	299.8 ± 0.5	$+93 \pm 9$	-84 ± 6	-191 ± 41
SVD					
Західна Україна	6378169 ± 1	297.53 ± 0.02	$+98 \pm 2$	-37 ± 4	-22.3 ± 0.9
Північна, східна та південна Україна	6378159 ± 1	297.79 ± 0.01	$+119 \pm 1$	-94 ± 1	-14.5 ± 0.6
Україна	6378160 ± 1	297.78 ± 0.01	$+101 \pm 1$	-71.5 ± 0.9	-14.0 ± 0.6
Акваторії	6378154 ± 1	297.998 ± 0.008	$+93.9 \pm 0.5$	-84.5 ± 0.6	-7.6 ± 0.3
Україна + акваторії	6378154 ± 1	298.011 ± 0.004	$+91.6 \pm 0.4$	-85.0 ± 0.4	-6.4 ± 0.2

Пояснення: a — велика піввісь обчисленого референц-еліпсоїда Землі, α — його полярне стиснення, Δx , Δy , Δz — прямокутні координати центра отриманого референц-еліпсоїда в тілі Землі.

3. Методом сингулярного розкладу SVD було отримано стійкі розв'язки задачі обчислення параметрів референц-еліпсоїда Землі за даними його регіонального гравітаційного поля. Така можливість розв'язувати саме некоректні геодезичні задачі пов'язана із застосуванням деякої границі τ , вибір якої можна здійснювати за відносними похибками матриці коефіцієнтів параметричних рівнянь поправок \bar{A} та вектора результатів геодезичних вимірювань \bar{L} . При цьому

розв'язок системи нормальних рівнянь, отриманий методом SVD, буде мати найменшу довжину.

4. Ми отримали нові формули для оцінки точності методу сингулярного розкладу SVD при розв'язуванні некоректних геодезичних задач. Виведені формули мають компактний вигляд і дають можливість досить легко обчислити елементи μ і Q_x оцінки точності, практично нехтуючи складною процедурою обертання матриці коефіцієнтів нормальних рівнянь.

REFERENCES

1. Abdi H., Williams L. J. (2010). Principal component analysis. Wiley Interdisciplinary Reviews: Computational Statistics, **2**, 433–459.
2. Berkooz G., Holmes Ph., Lumley J. L. (1993). The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, **25**, 539–575.
3. Forsythe G. E., Malcolm M. A., Moler C. B. (1977). *Computer Methods for Mathematical Computations*. Englewood Cliffs. N. J. Prentice-Hall.
4. Golub G. H., Reinsch C. (1971). *Singular value decomposition and least squares solution*. Handbook for Automatic Computation. Vol. II: Linear Algebra. Eds J. H. Wilkinson, C. Reinsch. Heidelberg: Springer.
5. Gorban A. N., Kegl B., Wunsch D., Zinovyev A. Y. (Eds). (2007). *Principal Manifolds for Data Visualisation and Dimension Reduction*. Ser.: Lecture Notes in Computational Science and Engineering 58. Berlin — Heidelberg — New York: Springer, **XXIV**, 340 p. ISBN 978-3-540-73749-0.
6. Hyvdrinen A., Karhunen J., Oja E. (2001). *Independent Component Analysis*. A Volume in the Wiley Series on and Adaptive Learning Systems for Signal Processing, Communications, and Control. John Wiley & Sons, Inc., XVI+481 p. ISBN 0-471-40540-X.
7. Lawson C. L., Hanson R. J. (1974). *Solving least squares problems*. Englewood Cliffs. N. J. Prentice-Hall.
8. Scholz M., Fraunholz M., Selbig J. (2007). Nonlinear Principal Component Analysis: Neural Network Models and Applications. Eds. A. N. Gorban et al. LNCSE 58, Springer, ISBN 978-3-540-73749-0.
9. Stewart G. W. (1973). *Introduction to Matrix Computation*. New York: Academic Press.
10. Wilkinson J. H. (1965). *The Algebraic Eigenvalue Problem*. Oxford: Clarendon Press.

Стаття надійшла до редакції 10.01.2024

Після доопрацювання 06.02.2024

Прийнято до друку 07.02.2024

Received 10.01.2024

Revised 06.02.2024

Accepted 07.02.2024

A. *Sohor*, PhD in Technical Sciences, Associate Professor

ORCID: 0000-0002-0084-9552

ResearcherID: ABI-6288-2020. Scopus Author ID: 57224950613

E-mail: andrii.r.sohor@lpnu.ua

I. *Sidorov*, Senior Lecturer

ORCID: 0000-0001-5634-0512

ResearcherID: AAC-1271-2020. Scopus Author ID: 57212560353

E-mail: ihor.s.sidorov@lpnu.ua

O. *Smirnova*, PhD in Technical Sciences, Associate Professor

ORCID: 0000-0003-3958-2880

ResearcherID: JKH-7065-2023. Scopus Author ID: 57559498700

E-mail: olha.m.smirnova@lpnu.ua

Institute of Geodesy Lviv Polytechnic National University

12, Stepana Bandery Str., Lviv, 79013 Ukraine

APPLICATION OF THE SINGULAR DECOMPOSITION OF THE MATRIX IN SOLVING INCORRECT GEODESIC PROBLEMS

The most reliable method for solving linear equations of the least squares principle, which can be used to solve incorrect geodetic problems, is based on matrix factorization, which is called a singular expansion. Some other methods require less machine time and memory. However, they are less effective in taking into account the errors of the source information, rounding errors, and linear dependence.

The methodology of such research is that for any matrix A and any two orthogonal matrices U and V , there is a matrix Σ , which is determined as $\Sigma = U^T A V$. The idea of a singular decomposition is that by choosing the right matrices U and V , you can convert most elements of the matrix Σ to zero and make it diagonal with non-negative elements.

The novelty and relevance of scientific solutions lie in the feasibility of using a singular decomposition of the matrix to obtain linear equations of the least squares method, which can be used to solve incorrect geodetic problems.

The purpose of scientific research is to obtain a stable solution of parametric equations of corrections to the results of measurements in incorrect geodetic problems.

Based on the performed research on the application of the singular decomposition method for solving incorrect geodetic problems, we can summarize the following results. A singular expansion of a real matrix \bar{A} is any factorization $\bar{A} = \bar{U} \bar{\Sigma} \bar{W}^T$ of a matrix with orthogonal columns \bar{U} , an orthogonal matrix \bar{W} , and a diagonal matrix $\bar{\Sigma}$, the elements of which are called singular numbers of the matrix \bar{A} , and the columns of matrices \bar{U} and \bar{W} — left and right singular vectors. If the matrix \bar{A} has a full rank, then its solution will be unique and stable, which can be obtained by different methods. However, the method of singular decomposition, in contrast to other methods, makes it possible to solve problems with incomplete rank. Research shows that the method of solving normal equations by sequential exclusion of unknowns (*Gaussian method*), which is quite common in geodesy, does not provide stable solutions for poorly conditioned or incorrect geodetic problems. Therefore, in the case of unstable systems of equations, it is proposed to use the method of singular matrix decomposition, which in computational mathematics is called *SVD*. The *SVD* singular decomposition method makes it possible to obtain stable solutions to both stable and by nature unstable problems. This possibility to solve incorrect geodetic problems is associated with the application of some limit τ , the choice of which can be made by the relative errors of the matrix of coefficients of parametric equations of corrections \bar{A} and the vector of results of geodetic measurements \bar{L} . Moreover, the solution of the system of normal equations obtained by the *SVD* method will have the shortest length.

Thus, applying the apparatus of the singular decomposition of the matrix of coefficients of parametric equations of corrections to the results of geodetic measurements, we obtained new formulas for estimating the accuracy of the least squares method in solving incorrect geodetic problems. The derived formulas have a compact form and allow the easy calculation of elements μ and Q_x estimates of accuracy, almost ignoring the complex procedure of rotation of the matrix of coefficients of normal equations.

Keywords: matrix factorization, least squares method, incorrect geodesic problems, accuracy assessment, singular matrix decomposition.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.03.080>
УДК 551.515:550.38:551.594

Л. Ф. ЧОРНОГОР, зав. кафедри, д-р фіз.-мат. наук, проф.
ORCID ID: 0000-0001-5777-2392
E-mail: Leonid.F.Chernogor@gmail.com

Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна
майдан Свободи 4, Харків, Україна, 61022

СТАТИСТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГЕОФІЗИЧНИХ ПОЛІВ, ЗБУРЕНИХ ПОГОДНИМИ ФРОНТАМИ

Утворення «Земля (внутрішні оболонки) — атмосфера — іоносфера — магнітосфера» (ЗАІМ) є єдиною системою з прямими та зворотними, позитивними та негативними зв'язками, а також їхньою комбінацією. Високоенергетичні джерела природного та антропогенного походження активізують взаємодію підсистем у системі ЗАІМ. Вплив на систему ЗАІМ джерел різної фізичної природи досить добре досліджено. Менше вивчено вплив на систему ЗАІМ погодних фронтів та інших потужних атмосферних джерел. Мета роботи — виклад результатів статистичного аналізу варіацій основних параметрів геофізичних полів, що супроводжували рух атмосферних фронтів. Аналіз гістограм перепаду атмосферного тиску, температури атмосфери, тривалості дії атмосферного фронту, швидкостей зміни тиску та температури, а також варіацій атмосферного електричного поля, щільності атмосферного струму та магнітного поля показав, що під впливом фронту ці параметри змінюються у широких межах. Середні значення цих параметрів відповідно дорівнюють 145 Па, 6 °С, 70 хв, 2.4 Па/хв, 0.23 °С/хв, 3.2 кВ/м, 63 нА/м² та 20 нТл. Аналіз кореляційних полів показав, що майже завжди кореляція між варіаціями фізичних параметрів відсутня. Це означає, що протягом руху атмосферного фронту єдиного керівного параметру немає. Отримано просте аналітичне співвідношення для оцінки збурення напруженості електричного поля атмосферним фронтом. Оцінки дали значення 6...60 кВ/м. Під час гроз ця величина збільшується на порядок. Показано, що у збурених умовах щільність атмосферного струму збільшується від 10⁻¹² до 10⁻¹¹...10⁻¹⁰ А/м². Розглянуто три механізми збільшення збурень індукції магнітного поля під впливом атмосферного фронту: збурення стороннього струму, електромагнітна індукція, магнітний ефект турбулентності. Всі ці фактори дають величину ефекту у межах 1 нТл. Тільки магнітним збуренням іоносфери можна пояснити збільшення варіацій магнітного поля до 10...70 нТл. Оцінено енергетику баричного (10¹⁶...10¹⁷ Дж, 10¹³...10¹⁴ Вт), теплового (10¹⁸...10¹⁹ Дж, 10¹⁵...10¹⁶ Вт), електричного (10⁹...10¹¹ Дж, 10⁶...10⁸ Вт) і магнітного (10¹⁰...10¹¹ Дж, 10⁷...10⁸ Вт) полів. Обґрунтовано такі канали взаємодії підсистем у системі ЗАІМ під впливом атмосферних фронтів: перепад атмосферного тиску, перепад концентрації електронів у іоносфері, генерація інфразвукових і гравітаційних хвиль, генерація блискавками електромагнітного випромінювання та збурення глобального електричного кола.

Ключові слова: *погодний фронт, приземна атмосфера, система ЗАІМ, геофізичні поля, статистичні характеристики, кореляційне поле, гістограма.*

Цитування: Чорногор Л. Ф. Статистичні характеристики геофізичних полів, збурених погодними фронтами. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 3 (148). С. 80—94. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.080>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2024. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Згідно із системною парадигмою, сформульованою автором у 1970—1980 рр., утворення «Земля (внутрішні оболонки) — атмосфера — іоносфера — магнітосфера» (ЗАІМ) є єдиною системою з прямими та зворотними, позитивними та негативними зв'язками, а також їхньою комбінацією [16—18, 21]. Відомо, що високоенергетичні джерела природного та антропогенного походження активізують взаємодію підсистем у системі ЗАІМ. До природних джерел належать падіння метеороїдів [20], геокосмічні бурі [21, 53, 54], сонячні затемнення [43, 58], сонячний термінатор [7, 8], погодні фронти, циклони, торнадо, урагани (тайфуни) [15, 22, 23, 28, 29, 57, 65], грози [37, 64], вибухи та виверження вулканів [24, 46, 48, 61, 64], землетруси [39, 42, 44, 47, 52, 56, 60], цунамі [47] тощо.

До антропогенних джерел належать потужні ядерні [26, 33, 34, 38, 40, 44, 55, 59, 60, 63] та хімічні [19, 41] вибухи, пуски крупних ракет [27, 30—32, 45, 49—51], вплив потужного радіо- та акустичного випромінювання [2, 17, 18], приземлення космічних апаратів, польоти великих літаків [25, 35, 36], мегаполіси [5, 6, 9] тощо.

Вплив на систему ЗАІМ більшості з перерахованих джерел досить добре досліджено [16—18, 21, 44]. Менше вивчено вплив на систему ЗАІМ та її підсистеми погодних фронтів та інших потужних атмосферних джерел. Водночас саме підсистема Земля — атмосфера найбільше впливає на життєдіяльність людства. Саме у приземній атмосфері найбільша щільність, найбільша енергія аеродинамічних процесів. У підсистемі Земля — атмосфера найкраще вивчено процеси генерації та поширення сейсмічних хвиль, цунамі, акустичних і гравітаційних хвиль. Саме ці хвилі переносять енергію та імпульс і відповідають за взаємодію підсистем у системі ЗАІМ. Набагато гірше за хвильові процеси вивчено електричні, магнітні та електромагнітні процеси у приземній атмосфері. Їм присвячено лише окремі роботи [5, 6, 9—13]. Мало досліджено кореляцію збурень геофізичних полів (теплового, баричного, електричного, магнітного) під час потужних атмосферних процесів.

Мета цієї роботи — виклад результатів статистичного аналізу варіацій основних параметрів геофізичних полів, що супроводжували рух атмосферних фронтів.

ЗАСОБИ ТА МЕТОДИ

Для статистичного аналізу використано результати синхронних вимірювань упродовж 2015—2021 рр., наведені в роботі [13]. Координати пунктів вимірювань приблизно такі: 55° пн. ш., 38° сх. д. Як високоенергетичне джерело збурень використано переміщення холодного атмосферного фронту з високих широт у середні широти.

Реєструвалися метеорологічні параметри: атмосферний тиск p , температура повітря T , швидкість вітру та вологість повітря у приземній атмосфері. Крім цих параметрів, реєструвалися три компоненти індукції геомагнітного поля B , вертикальний компонент напруженості електричного поля E та вертикальний компонент щільності атмосферного електричного струму j . Часова роздільна здатність становила 1 с.

Значення параметрів геофізичних полів, що супроводжували рух холодних фронтів, наведено у табл. 1.

На першому етапі будувалися гістограми для таких фізичних параметрів: збурення тиску Δp , збурення температури ΔT , характерної тривалості дії погодного фронту τ , швидкості зміни тиску $\pi = \Delta \dot{p}$ (точка позначає похідну за часом), швидкості зміни температури $\theta = \Delta \dot{T}$, збурення напруженості електричного поля ΔE , індукції геомагнітного поля ΔB та щільності електричного струму Δj . За гістограмами оцінювалися найбільш імовірні (середні) значення.

На другому етапі будувалися такі кореляційні поля: залежність усіх інших параметрів від Δp , потім від ΔT , потім від θ , потім від π . Для електромагнітних параметрів будувалися кореляційні поля « $\Delta B - \Delta E$ », « $\Delta j - \Delta E$ » та « $\Delta B - \Delta j$ ». Там, де це було доцільно, знаходилися відповідні рівняння регресії.

АНАЛІЗ ГІСТОГРАМ

Гістограми варіацій параметрів геофізичних полів наведено на рис. 1. Видно, що рух холодних фронтів супроводжувався зменшенням температури

на 4...10.5 °C (у середньому приблизно на 6 °C), тиску — від 30 до 400 Па (у середньому приблизно на 145 Па), тривалістю від 30 до 180 хв (у середньому приблизно 70 хв). Швидкість зміни температури змінювалася від 0.02 до 0.23 °C/хв, швидкість зміни тиску — від 1 до 8 Па/хв. У середньому $\theta \approx 0.14$ °C/хв, $\pi \approx 2.4$ Па/хв.

Рух холодних фронтів супроводжувався також електричними та магнітними збуреннями. Так, напруженість електричного поля варіювала від 0.85 до 4.8 кВ/м (у середньому 3.2 кВ/м), щільність атмосферного струму — від 10 до 80 пА/м² (у середньому 63 пА/м²), індукція магнітного поля — від 5 до 80 нТл (у середньому близько 20 нТл).

Таблиця 1. Значення параметрів геофізичних полів, що супроводжували рух холодних атмосферних фронтів

Дата	Час (UTC)	ΔT , °C	Δp , Па	τ , хв	θ , °C/хв	π , Па/хв	ΔE , В/м	Δj , пА/м ²	ΔB , нТл
15.06.2015	13:00	10.5	180	150	0.07	1.2	4000	10	75
02.07.2015	14:30	6	70	40	0.15	1.75	4700	80	15
11.07.2015	15:00	5.5	50	110	0.05	0.45	2000	70	40
13.07.2015	12:30	5	100	30	0.17	3.33	600	80	35
28.07.2015	13:00	7.5	170	53	0.14	4.86	—	—	35
11.06.2016	13:30	4	100	180	0.02	0.55	3000	60	25
27.06.2016	13:00	7	60	64	0.11	0.3	—	—	5
05.07.2016	13:30	6	120	90	0.06	1.33	6300	40	5
24.08.2016	14:00	5.5	270	30	0.18	9	—	—	10
30.08.2016	13:00	10	400	80	0.12	5	—	—	25
30.06.2017	12:20	9.5	290	55	0.17	5.27	—	—	30
30.07.2017	12:30	4	120	50	0.08	2.4	1300	70	10
12.06.2018	11:00	7	60	130	0.05	0.46	850	60	20
30.06.2018	11:30	9	100	40	0.23	2.5	4800	60	5
08.05.2019	14:30	6	260	35	0.17	7.43	15	3	5
09.05.2019	11:30	8.5	90	53	0.16	0.75	4400	65	20
23.05.2019	12:30	8	165	50	0.16	3.3	3400	75	10
08.06.2019	12:00	5.5	80	40	0.14	2	4000	70	15
09.07.2019	14:00	5.5	110	80	0.07	1.37	4500	75	30
16.07.2019	13:00	7.5	180	80	0.09	2.25	3500	80	15
04.05.2020	14:00	6.5	190	45	0.14	4.22	4300	50	5
12.06.2020	09:00	10.5	100	65	0.16	1.54	600	15	10
25.06.2020	15:00	6.5	—	65	0.10	—	—	40	10
04.07.2020	10:30	8.5	—	170	0.05	—	—	45	10
01.08.2020	11:00	6	30	50	0.12	0.6	4100	50	5
12.05.2021	14:00	6	180	100	0.06	1.8	—	—	80
15.05.2021	15:00	8	—	60	0.13	—	—	—	10
20.05.2021	12:00	5	—	60	0.08	—	—	—	40
13.06.2021	10:30	7	160	50	0.14	3.2	—	—	10
28.06.2021	10:00	7.5	—	70	0.11	—	—	—	5
15.07.2021	10:30	6	100	50	0.12	2	—	—	20
17.07.2021	11:00	7	40	55	0.13	0.73	—	—	10
02.08.2021	20:00	6.5	200	60	0.11	3.33	3600	—	50
18.08.2021	13:30	10.5	250	75	0.14	3.33	3000	—	10

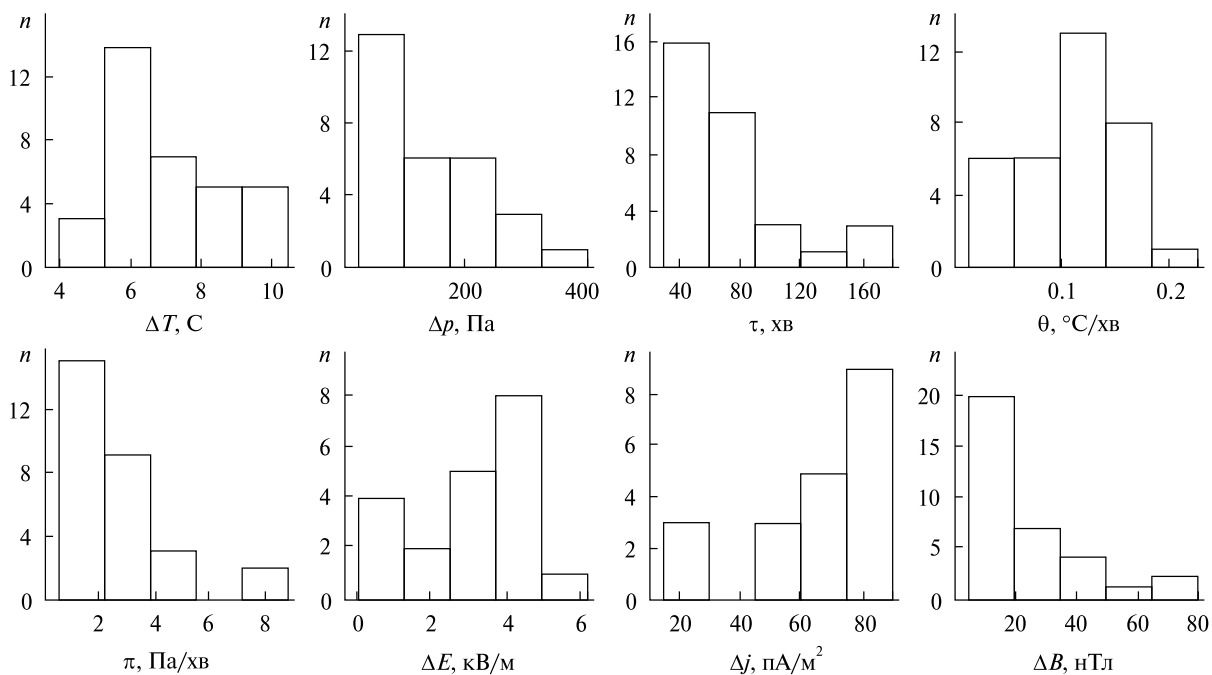


Рис. 1. Гістограми варіацій параметрів геофізичних полів

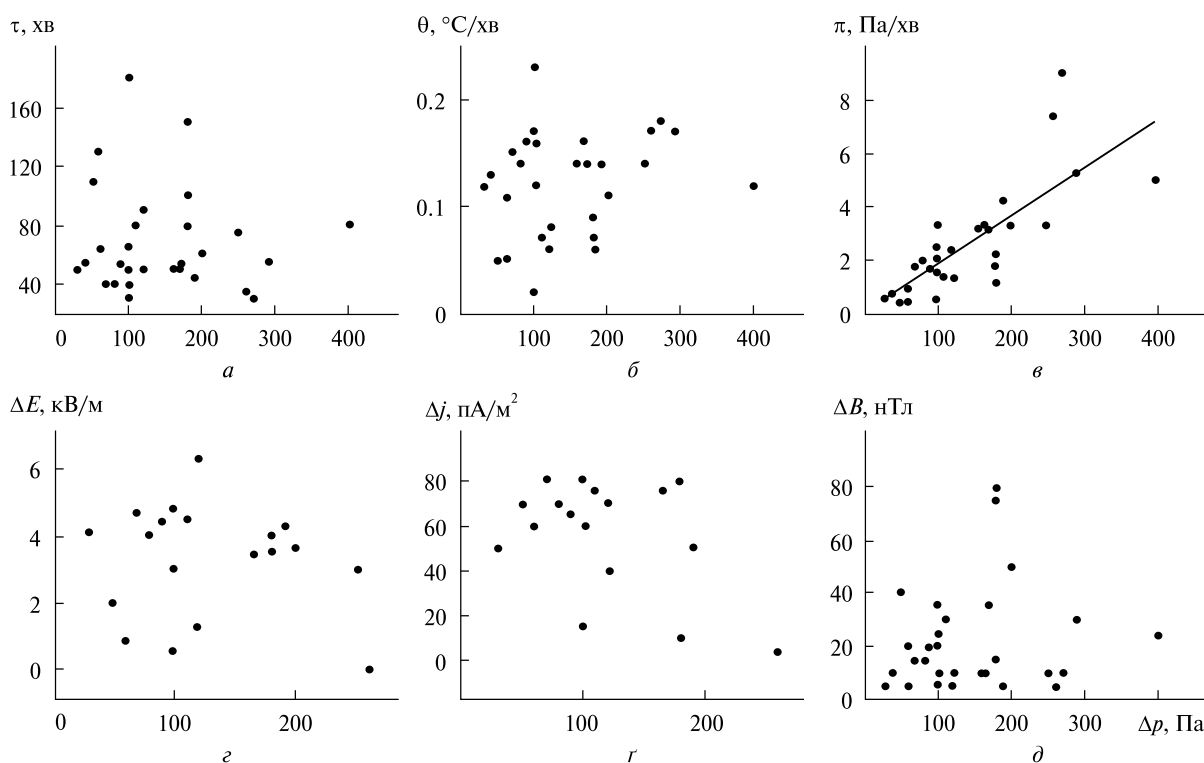


Рис. 2. Кореляційні залежності геофізичних параметрів від збурення атмосферного тиску. Рівняння регресії: $\pi = -0.03 + 0.019\Delta p$; $R^2 = 0.603$, $\sigma = 1.30$

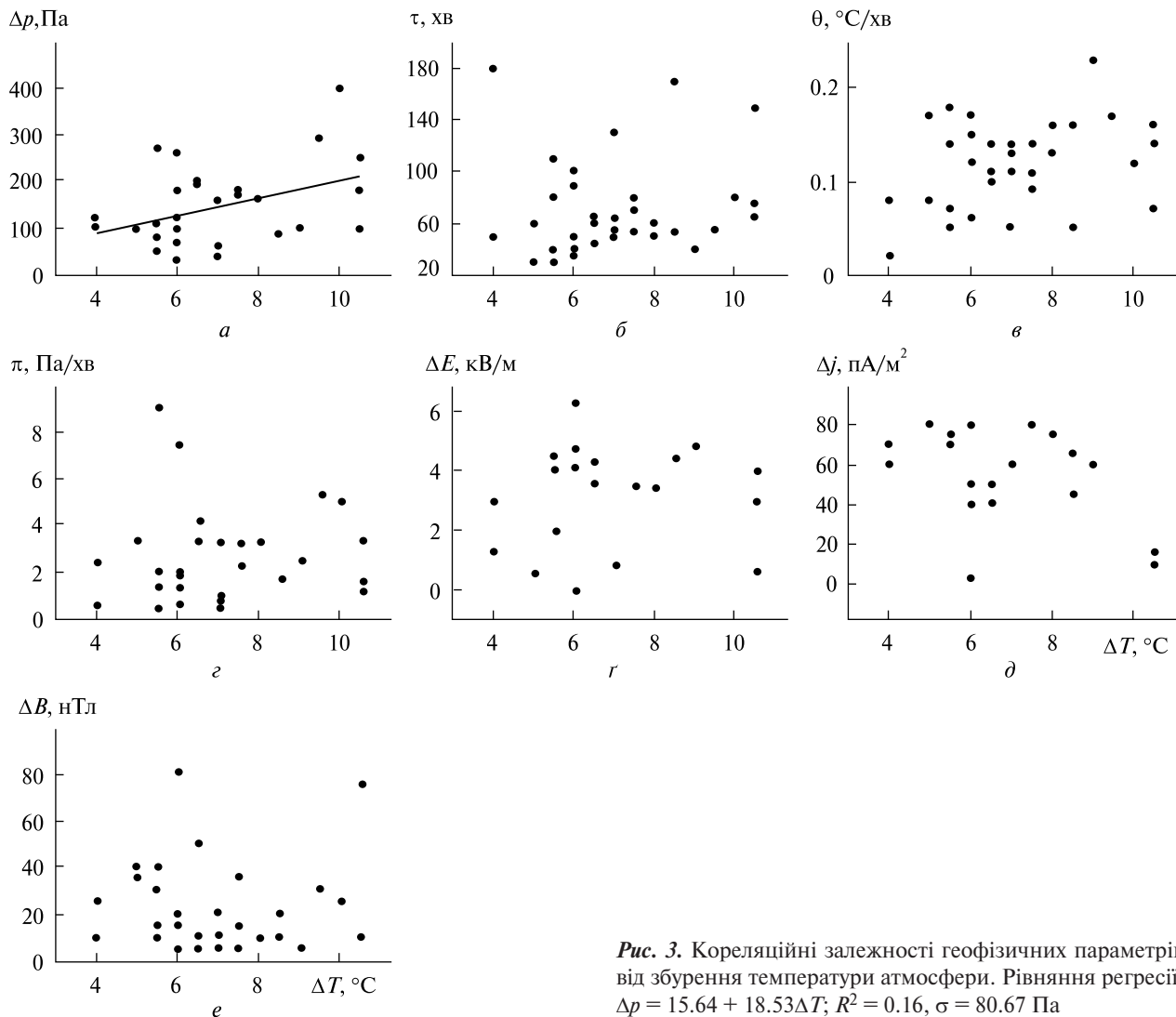


Рис. 3. Кореляційні залежності геофізичних параметрів від збурення температури атмосфери. Рівняння регресії: $\Delta p = 15.64 + 18.53\Delta T$; $R^2 = 0.16$, $\sigma = 80.67$ Па

АНАЛІЗ КОРЕЛЯЦІЙНИХ ПОЛІВ

Залежності від збурення атмосферного тиску. Кореляційні поля для τ , θ , π , ΔE , Δj та ΔB в залежності від Δp показано на рис. 2. Видно, що стійкої залежності тривалості реакції геофізичних полів від збурення тиску немає.

Залежність від збурення температури приземної атмосфери. Кореляційні поля для низки геофізичних параметрів у залежності від збурення ΔT наведено на рис. 3. Значний розкид точок свідчить про фактичну відсутність кореляції. Незначна кореляція з коефіцієнтом достовірності $R^2 = 0.16$ і $\sigma = 80.67$ спостерігається для залежності « $\Delta p - \Delta T$ » (див. рис. 3, а).

Залежність від швидкості збурення температури. Кореляційні поля для Δp , ΔT , τ , π , ΔE , Δj і ΔB у залежності від θ наведено на рис. 4. Видно, що здебільшого має місце значний розкид точок. Винятком є кореляційні залежності « $\pi - \theta$ » і « $\tau - \theta$ ». Для першої залежності (рис. 4, з) спостерігається помірна кореляція з $R^2 = 0.31$ і $\sigma = 1.72$. Для другої залежності (рис. 4, в) кореляція виражена більш яскраво: $R^2 = 0.68$, а $\sigma = 21.63$.

Залежність від швидкості збурення атмосферного тиску. Кореляційні поля для низки параметрів у залежності від значень π наведено на рис. 5, з якого видно, що кореляція практично відсутня. Деяким винятком є кореляційне поле

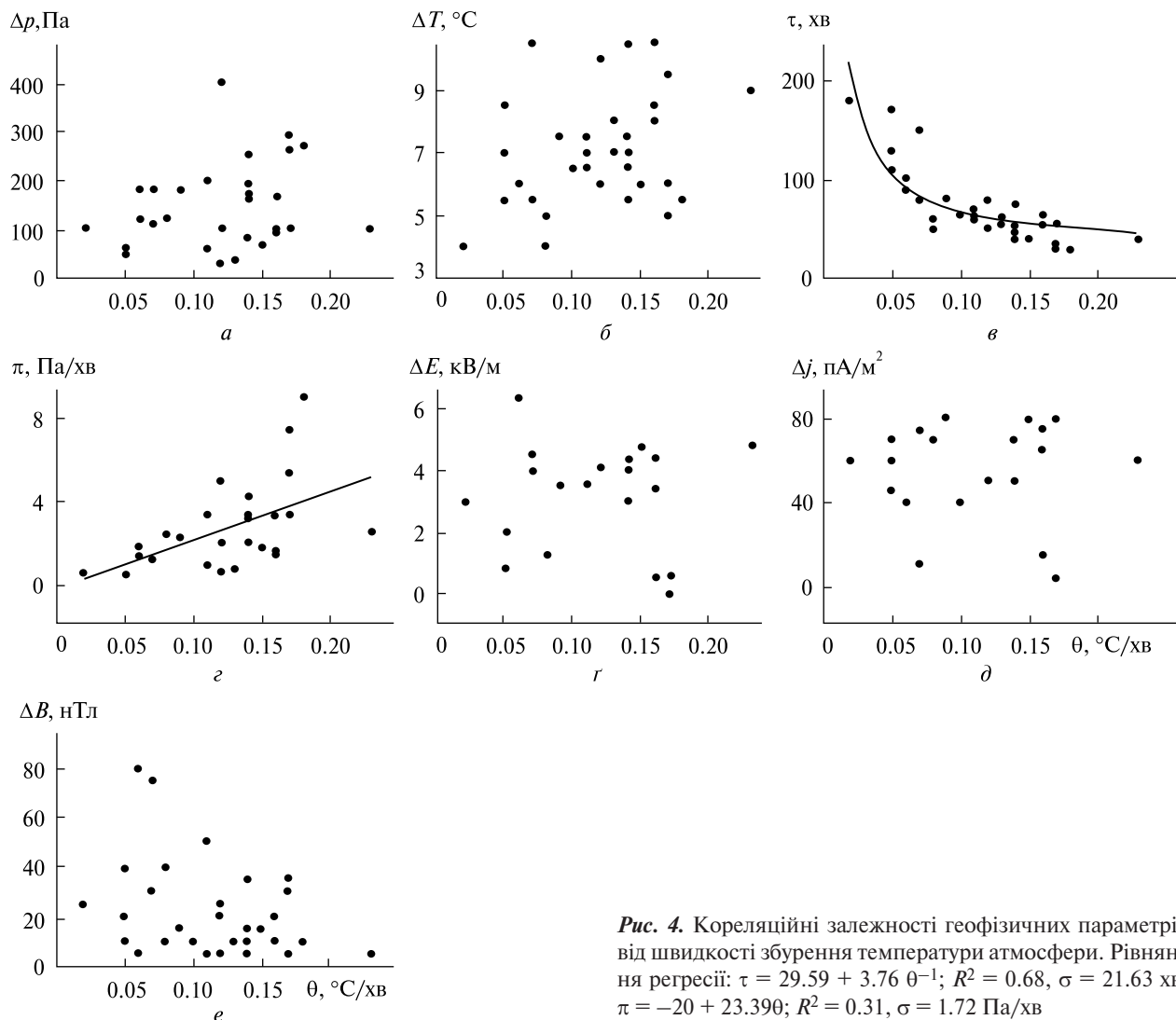


Рис. 4. Кореляційні залежності геофізичних параметрів від швидкості збурення температури атмосфери. Рівняння регресії: $\tau = 29.59 + 3.76 \theta^{-1}$; $R^2 = 0.68$, $\sigma = 21.63$ хв; $\pi = -20 + 23.39\theta$; $R^2 = 0.31$, $\sigma = 1.72$ Па/хв

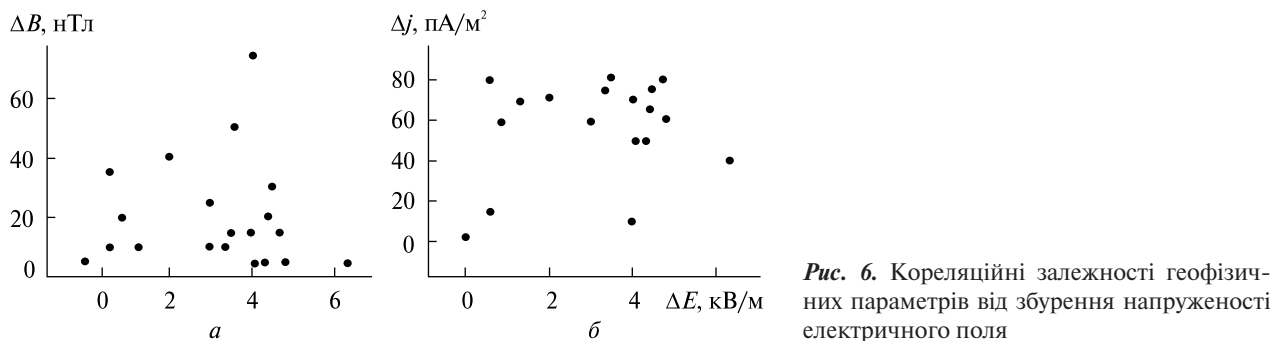
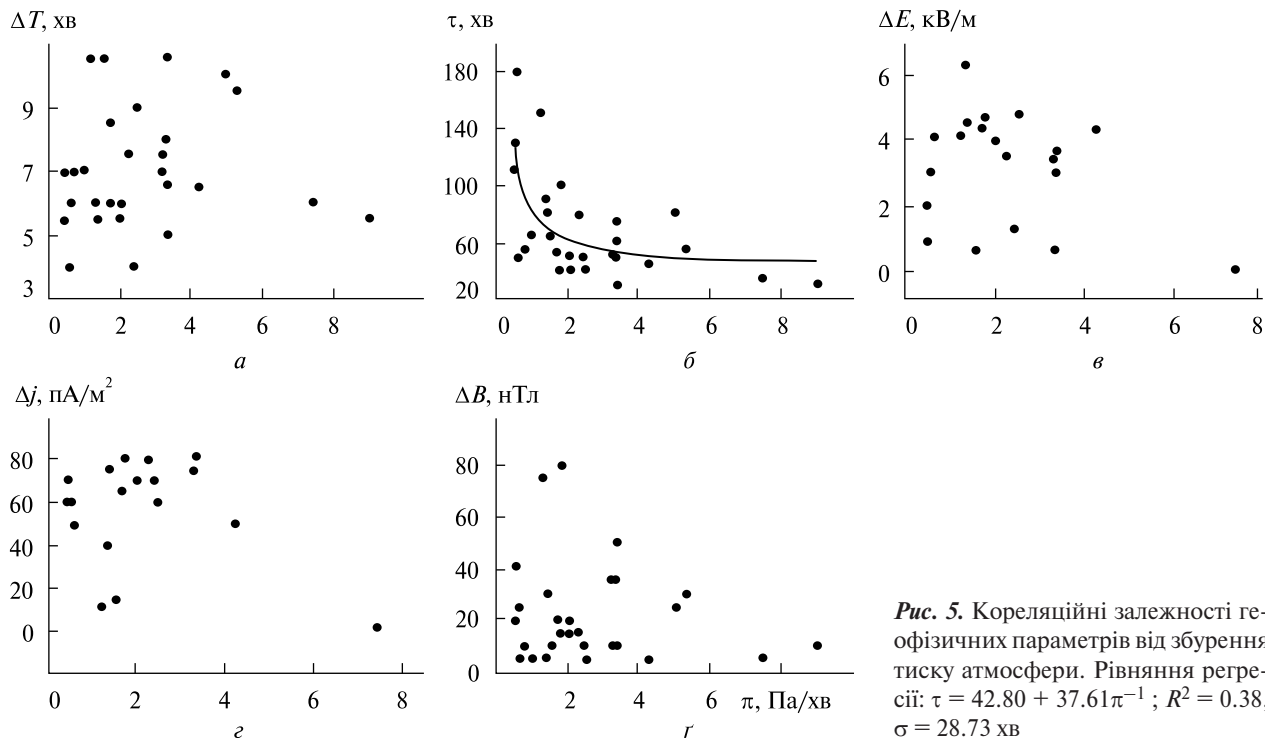
« $\tau - \pi$ » (рис. 5, б), для якого спостерігається помірна кореляція ($R^2 = 0.38$, $\sigma = 28.73$).

Залежність електричних і магнітних збурень від збурень напруженості електричного поля та щільності атмосферного струму. Кореляційні поля « $\Delta B - \Delta E$ » і « $\Delta j - \Delta E$ » наведено на рис. 6. Видно, що кореляція практично відсутня. Кореляційне поле « $\Delta B - \Delta j$ » (рис. 7) також свідчить, що ΔB практично не залежить від Δj .

ОБГОВОРЕННЯ

Механізми збурень. Аналіз кореляційних полів показав, що у більшості випадків кореляції між варіаціями фізичних величин не було. Певна ко-

реляція спостерігалася лише для залежностей « $\Delta p - \Delta T$ » ($R^2 = 0.16$), « $\pi - \theta$ » ($R^2 = 0.31$), « $\tau - \pi$ » ($R^2 = 0.38$) і « $\tau - \theta$ » ($R^2 = 0.68$). Це означає, що при переміщенні холодного фронту немає єдиного керівного параметра. Аеродинамічні (Δp , π), теплові (ΔT , θ), електричні (ΔE , Δj) і магнітні процеси протікають практично незалежно один від одного. Горизонтальний рух холодного фронту призводить до підсилення конвективних потоків більш теплих повітряних мас і турбулентних процесів у цих потоках. Наявність пилинок (аерозолей) у повітрі та збільшення їхньої концентрації під дією вітру та конвекції призводить до інтенсифікації електризації, збільшення кон-



Таблиця 2. Параметри фізичних процесів у приземній атмосфері

Параметр	Незбурені умови	Збурені умови	Літературне джерело
Концентрація аерозолів, м^{-3}	$10^9 \dots 10^{11}$	$10^{10} \dots 10^{12}$	[1]
Надлишок концентрації важких іонів, м^{-3}	$10^8 \dots 10^9$	$10^9 \dots 10^{10}$	[1, 8, 17]
Питома електропровідність, $\text{Ом}^{-1} \cdot \text{м}^{-1}$	10^{-14}	$10^{-13} \dots 10^{-12}$	[1, 8, 17]
Щільність електричного струму, $\text{А}/\text{м}^2$	10^{-12}	$10^{-10} \dots 10^{-8}$	[1, 8, 17]
Щільність електричного заряду, $\text{Кл}/\text{м}^3$	10^{-11}	$10^{-10} \dots 10^{-8}$	[1, 8, 18]
Напруженість електричного поля, $\text{В}/\text{м}$	10^2	$10^3 \dots 10^4$	[1, 16]
Індукція геомагнітного поля, нТл	0.1...1	10...100	[16, 18]
Перепад температур, $^{\circ}\text{C}$	0.1...1	4...10	[1, 16]
Перепад тиску, Па	1...10	50...500	[1, 16]

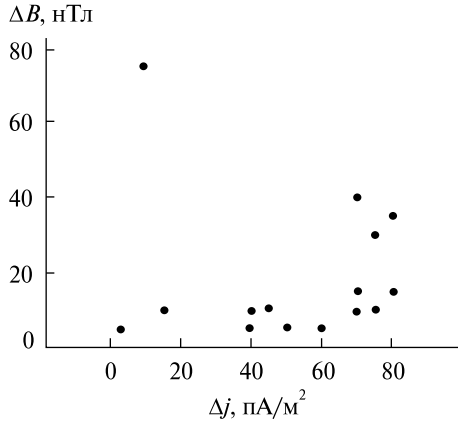


Рис. 7. Кореляційна залежність збурення магнітного поля від збурення щільності атмосферного струму

центрації важких іонів, питомої електропровідності σ атмосфери та атмосферного електричного струму. Збурена погодним фронтом атмосфера викликає збурення локальних (з характерним розміром 100...1000 км) електричного та магнітного полів. Збурення щільності електричного струму не є пропорційним до збурення електричного поля, тобто закон Ома не має місця. Більш імовірною залежністю є така:

$$\Delta j = \Delta \sigma E + \sigma \Delta E.$$

Таким чином вдається пояснити відсутність кореляції між Δj і ΔE .

Перелік незбурених і збурених значень геофізичних полів та їхніх параметрів наведено в табл. 2.

Збурення напруженості електричного поля.

Оцінимо величину збурень напруженості електричного поля за рахунок електризації частинок у повітрі. У незбурених умовах об'ємна щільність електричного заряду становить $q \sim 10^{-11}$ Кл/м³, а у збурених збільшується до 10^{-10} ... 10^{-8} Кл/м³ [1, 4, 15]. Скористаємося законом Гаусса в такому вигляді:

$$\oint \vec{E} d\vec{S} = \frac{1}{\epsilon_0} \int q dV,$$

де S — поверхня, що охоплює об'єм V , ϵ_0 — електрична стала.

Розглянемо об'єм V збуреної атмосфери з розмірами l_1 , l_2 та h (l_1 — довжина, l_2 — ширина, h — висота холодного фронту). Тоді

$$S = 2(l_1 + l_2)h + 2l_1l_2, \quad V = l_1l_2h. \quad (1)$$

Оскільки $l_1 \sim 1000$ км, $l_2 \sim 100$ км, $h \sim 10$ км, то з (1) випливає, що

$$S \approx 2l_1l_2 \approx 2 \cdot 10^{11} \text{ м}^2.$$

При цьому $V \approx 10^{15}$ м³. Тоді для E маємо таке співвідношення

$$E = \frac{qh}{2\epsilon_0}.$$

У незбурених умовах $q \approx 10^{-11}$ Кл/м³, $h = 100$... 200 м. Тоді $E = 60$... 120 В/м. У збурених умовах $h = 1$... 10 км. Для $q \approx 10^{-10}$ Кл/м³ маємо $E = 6$... 60 кВ/м. Під час гроз $q = 10^{-9}$... 10^{-8} Кл/м³. Тоді для $h = 1000$ м маємо $E = 60$... 600 кВ/м.

Оцінимо щільність електричного струму. У незбурених умовах $\sigma \approx 10^{-14}$ Ом⁻¹·м⁻¹, а $E \approx 100$ В/м. Тоді $j \sim 10^{-12}$ А/м². У збурених умовах для $\Delta \sigma \approx 10^{-13}$ Ом⁻¹·м⁻¹ та $\Delta E = 1$... 10 кВ/м маємо $\Delta j \approx 10^{-11}$... 10^{-10} А/м².

Приблизно такі значення напруженості електричного поля (1... 6 кВ/м) і щільності електричного струму зареєстровано у роботі [13] (10^{-11} ... 10^{-10} А/м²).

Таким чином, спостережене збільшення E від 0.1 кВ/м до 1 ... 6 кВ/м та j від ~ 1 пА/м² до 10 ... 100 пА/м² можна пояснити збільшенням об'ємної щільності заряду у результаті конвекції, електризації та розділення зарядів у приземній атмосфері під дією холодного погодного фронту.

Збурення індукції магнітного поля. Далі розглянемо можливі механізми локального збурення магнітного поля під дією холодного погодного фронту.

Скористаємося рівнянням Максвелла для вектора \vec{B} в інтегральній формі:

$$\oint \vec{B} d\vec{l} = \mu_0 \oint \vec{j} d\vec{S} + \epsilon_0 \mu_0 \oint \frac{\partial \vec{E}}{\partial t} d\vec{S}, \quad (3)$$

де $d\vec{l}$ — елемент замкненого контуру, μ_0 — магнітна стала, \vec{j} — щільність стороннього струму, \vec{S} — поверхня, що охоплює об'єм зі струмом та напруженістю електричного поля.

Збільшення сили стороннього струму. Спочатку оцінимо величину магнітного ефекту за рахунок генерації стороннього струму. Оскільки

$$l = 2(l_1 + l_2) \approx 2l_1, \quad S \approx 2l_1l_2, \quad (4)$$

то співвідношення для ΔB має вигляд

$$\Delta B \approx \mu_0 \Delta j l_2.$$

В умовах, що аналізуються у нашій роботі, $\Delta j = 10^{-11} \dots 10^{-10} \text{ А/м}^2$, $l_2 \approx 100 \text{ км}$. Тоді $\Delta B = 1.26 \dots 12.6 \text{ нТл}$, що набагато менше від значень, отриманих під час вимірювань (10...70 нТл). Додамо, що максимальне значення $j_{\max} \approx 10^{-8} \text{ А/м}^2$ [14]. Тоді для $l_2 \approx 100 \text{ км}$ маємо $\Delta B \approx 1.25 \text{ нТл}$.

Механізм електромагнітної індукції. Розглянемо механізм електромагнітної індукції. У цьому випадку генерація збурень магнітного поля зумовлена часовими варіаціями електричного поля, тобто у рівнянні (3) членом з $\partial \vec{E} / \partial t \neq 0$. За рахунок конвекції висота об'єму з конвективними комірками $h = h(t)$. Тоді з (2) випливає, що

$$\frac{\partial E}{\partial t} = \frac{q}{2\varepsilon_0} \frac{dh}{dt} = \frac{qv_k}{2\varepsilon_0}, \quad (5)$$

де v_k — швидкість руху верхньої межі області атмосфери з конвективними комірками. Із (3) з урахуванням (4) та (5) маємо:

$$\Delta B = \frac{1}{2} \mu_0 q v_k l_2 = \mu_0 \Delta j_{eq} l_2, \quad (6)$$

де $\Delta j_{eq} = q v_k / 2$. Для $q \approx 10^{-10} \text{ Кл/м}^3$, $v_k = 1 \dots 10 \text{ м/с}$, $l_2 = 100 \text{ км}$ маємо $\Delta j_{eq} = 5 \cdot 10^{-11} \dots 5 \cdot 10^{-10} \text{ А/м}^2$, $\Delta B = 6.3 \dots 62.8 \text{ нТл}$. Якщо $q = q_{\max} = 10^{-8} \text{ Кл/м}^3$, $v_k = 1 \dots 10 \text{ м/с}$, то $\Delta B_{\max} = 0.6 \dots 6.3 \text{ нТл}$. Цей механізм також не здатний пояснити величину виміряних значень $\Delta B = 10 \dots 70 \text{ нТл}$.

Магнітний ефект турбулентності. Об'ємна щільність енергії турбулентного руху заряджених частинок дається співвідношенням

$$\varepsilon_t = \frac{\rho_i v_t^2}{2}, \quad (7)$$

де $\rho_i = M_i N_i$ — об'ємна щільність заряджених частинок, M_i — маса іона, N_i — концентрація іонів, v_t — швидкість турбулентного руху. Об'ємна щільність магнітного поля, викликаного турбулентним рухом заряджених об'ємів атмосфери становить

$$\varepsilon_B = \frac{\Delta B^2}{2\mu_0}, \quad (8)$$

Нехай $\varepsilon_t \approx \varepsilon_B$. Тоді з (7) і (8) маємо

$$\Delta B = \sqrt{\rho_i \mu_0} v_t = \sqrt{M_i N_i \mu_0} v_t.$$

Для маси важкого (кластерного) іона $M_i \approx 10^{-23} \text{ кг}$, $N_i = 10^9 \dots 10^{10} \text{ м}^{-3}$ [1] і $v_t \approx 0.1 v$, де $v \approx 30 \text{ м/с}$ — швидкість руху фронту, маємо $\Delta B = 0.3 \dots 1 \text{ нТл}$.

Таким чином і цей механізм не може пояснити спостережувану величину магнітного ефекту ($\Delta B = 10 \dots 70 \text{ нТл}$).

Магнітний ефект іоносфери. Перепад атмосферного тиску $\Delta p = 30 \dots 300 \text{ Па}$, поширюючись приблизно зі звуковою швидкістю, досягнув іоносферних висот ($z \sim 100 \text{ км}$). Якщо не враховувати загасання, то

$$\delta_p(z) = \delta_p(0) e^I, \quad I = \int_0^z \frac{dz}{2H(z)},$$

де $\delta_p(0) = \Delta p(0) / p(0)$, $p(0) \approx 10^5 \text{ Па}$ — незбурений атмосферний тиск, $H(z)$ — масштаб висот. Для $\Delta p(0) = 30 \dots 300 \text{ Па}$ маємо $\delta_p(0) = 3 \cdot 10^{-4} \dots 3 \cdot 10^{-3}$. Оскільки на висоті $z \sim 100 \text{ км}$ $I \approx 6.9$, то $\delta_p(100) = 0.3 \dots 3$. Насправді такі значення відносного перепаду тиску на висоті іоносфери спостерігатися не можуть. Справа в тому, що при $\delta_p > 0.2 \dots 0.3$ акустичне збурення ефективно загасає за рахунок нелінійних ефектів самовпливу. Тому реальними є значення $\delta_p(100) = 0.1 \dots 0.3$. Це означає, що має місце ефект насичення, тобто значення δ_p в іоносфері не збільшується зі збільшенням $\delta_p(0)$.

Рухоме збурення δ_p викликає у іоносфері електричний струм зі щільністю

$$j_p = eNv_w = eNv_s \delta_p, \quad (9)$$

де N — концентрація електронів, v_w — масова швидкість частинок в акустичному збуренні, v_s — швидкість звуку на висоті $z \sim 100 \text{ км}$.

Із роторного рівняння Максвелла з урахуванням (9) можна отримати таку формулу для оцінки магнітного ефекту:

$$\Delta B \approx \mu_0 j_p \Delta z = \mu_0 e N v_s \delta_p \Delta z, \quad (10)$$

де $j_p = eNv_s \delta_p$, Δz — товщина іоносферного шару зі струмом. Використовуючи співвідношення (10) для $N \approx 10^{11} \text{ м}^{-3}$, $v_s \approx 330 \text{ м/с}$, $\delta_p = 0.1 \dots 0.3$ та $\Delta z \approx 30 \text{ км}$ маємо $\Delta B = 20 \dots 60 \text{ нТл}$. Це значення дуже близьке до спостережуваного ($\Delta B = 10 \dots 70 \text{ нТл}$). Важливо, що ефект насичення для δ_p призводить до ефекту насичення для щільності струму та магнітного ефекту. Саме про це свідчать результати спостережень (див. рис. 2, д). Часто збільшення Δp від 30 до 300 Па призводило до варіацій $\Delta B \approx 10 \text{ нТл}$. Наявні флуктуації ΔB порядку 10...80 нТл пов'язані, перш за все, з варіаціями N , а не Δp .

Таким чином, магнітний ефект, викликаний рухом холодного атмосферного фронту, вдається пояснити взаємодією підсистем атмосфера — іоносфера в системі ЗАІМ.

ЕНЕРГЕТИКА ФРОНТУ

Енергетика баричного поля. Зменшення тиску на Δp у межах фронту з розмірами l_1 , l_2 та h і об'ємом V призводить до зменшення енергії баричного поля на величину

$$\Delta E_p = \Delta p V.$$

За $\Delta p = 30 \dots 300$ Па, $V \approx 10^{15} \text{ м}^3$ маємо $\Delta E_p = 3 \cdot 10^{16} \dots 3 \cdot 10^{17}$ Дж. За $\tau \approx 70$ хв середня потужність дорівнює $P_p = 7.1 \cdot 10^{12} \dots 7.1 \cdot 10^{13}$ Вт.

Енергетика теплового поля. Зменшення внутрішньої (теплової) енергії дається співвідношенням

$$\Delta E_T = C \rho_0 V_T \Delta T = C \rho_0 l_1 l_2 H_0 \Delta T,$$

де $C \approx 10^3$ Дж·кг⁻¹·К⁻¹ — питома теплоємність повітря, ρ_0 — щільність повітря на поверхні Землі, $H_0 \approx 7.5$ км — висота однорідної атмосфери. За $\rho_0 = 1.3$ кг/м³, $\Delta T = 4 \dots 10$ К, $l_1 = 1000$ км, $l_2 = 100$ км маємо $\Delta E_T = 4 \cdot 10^{18} \dots 10^{19}$ Дж. Для $\tau \approx 70$ хв маємо середню потужність $P_T = 10^{15} \dots 10^{16}$ Вт.

Як бачимо, енергетика погодного фронту є значною, що забезпечує виникнення не тільки локальних ефектів в атмосфері, але й великомасштабних (~1000 км) і глобальних (~10000 км).

Енергетика електричного поля. Об'ємна щільність енергії електричного поля

$$\varepsilon_e = \frac{\varepsilon_0 (\Delta E)^2}{2}.$$

Для $\Delta E = 1 \dots 10$ кВ/м та $V \approx 10^{15} \text{ м}^3$ маємо $\varepsilon_e = 4.5 \cdot 10^{-6} \dots 4.5 \cdot 10^{-4}$ Дж/м³, а $E_e = \varepsilon_e V = 4.5 \cdot 10^9 \dots 4.5 \cdot 10^{11}$ Дж. Тоді для середнього значення $\tau \approx 70$ хв отримуємо середню потужність $P_e = E_e / \tau = 10^6 \dots 10^8$ Вт.

Енергетика магнітного поля. Збурення об'ємної щільності енергії магнітного поля дається таким співвідношенням:

$$\varepsilon_m = \frac{B_0 \Delta B}{\mu_0},$$

де $B_0 \approx 5 \cdot 10^{-5}$ Тл — індукція незбуреного магнітного поля. При $\Delta B = 10 \dots 100$ нТл маємо $\varepsilon_m = 4 \cdot 10^{-7} \dots 4 \cdot 10^{-6}$ Дж/м³. Оскільки збурення маг-

нітного поля не є локальним ефектом, то об'єм V_m зі збуреним магнітним полем значно більший за об'єм атмосфери з холодним фронтом $V \approx 10^{15} \text{ м}^3$. Покладемо $V_m \approx 10^{17} \text{ м}^3$. Тоді $E_m = 4 \cdot 10^{10} \dots 4 \cdot 10^{11}$ Дж. При $\tau \approx 70$ хв маємо середню потужність $P_m \approx 10^7 \dots 10^8$ Вт.

Як бачимо, енергетика фізичних процесів, що супроводжують рух погодного фронту, є значною. Часто її достатньо, щоб викликати великомасштабні та глобальні процеси у системі ЗАІМ та активізацію взаємодії підсистем у цій системі.

ВЗАЄМОДІЯ ПІДСИСТЕМ У СИСТЕМІ ЗАІМ

Існує декілька каналів, по яких може здійснюватися взаємодія підсистем у системі ЗАІМ.

Перепад атмосферного тиску. Перепад тиску у приземній атмосфері, подібно до поршня, призводить до поширення з акустичною швидкістю вторинних збурень тиску, відносна амплітуда яких збільшується зі збільшенням висоти. Саме такі збурення тиску на іоносферних висотах призводять до магнітного ефекту.

Перепад концентрації електронів на висотах $z \sim 100$ км, викликані перепадом тиску, викликає збурення питомої електропровідності на висотах динамо-області, генерації альвенівського імпульсу. Цей імпульс поширюється вздовж магнітної силової лінії до магнітосфери та радіаційного поясу Землі, викликаючи вторинні процеси, зокрема висипання високоенергійних електронів з радіаційного поясу. Поширюючись далі, імпульс досягає магнітоспряженої області, відбивається та повертається назад. Потім процес повторюється.

Генерація інфразвуку та гравітаційних хвиль. Добре відомо, що погодний фронт, підсилена ним турбулентність є генератором інфразвукових хвиль з періодом $T_{is} < 250$ с і гравітаційних хвиль з періодом $T_g > 300$ с. Ці хвилі, поширюючись до іоносфери, викликають там вторинні процеси. Як інфразвук, так і гравітаційні хвилі, поширюються у глобальних масштабах з незначним загасанням. Їхнє поширення супроводжується генерацією квазіперіодичних збурень електричного та магнітного полів.

Генерація електромагнітного випромінювання. Прихід погодних фронтів часто супроводжуєть-

ся грозами та зливами, а взимку — снігопадами. Блискавки є генераторами збурень електричного поля. При цьому напруженість електричного поля збільшується до 1 МВ/м. Крім квазістатичної електрики, генеруються електромагнітні хвилі переважно у діапазоні частот $f = 10 \dots 100$ кГц. Середня блискавка має енергію порядку 10^9 Дж і потужність 10^9 Вт. У енергію електромагнітного випромінювання перетворюється доля $\eta_e \approx 10^{-4} \dots 10^{-3}$ [62]. Це випромінювання каналується вздовж магнітної силової лінії та поширюється до магнітосфери та радіаційного поясу Землі, стимулюючи вторинні процеси.

Збурення глобального електричного кола (ГЕК). Збільшення на декілька порядків щільності атмосферного струму (див. табл. 1) призводить до перебудови процесів у ГЕК.

Таким чином, є всі підстави вважати, що погодні фронти призводять до великомасштабних і глобальних збурень. Така точка зору принципово відрізняється від альтернативної точки зору [13], згідно з якою атмосферні фронти, на відміну від землетрусів, вибухів вулканів та інших джерел, викликають лише локальні збурення.

ГОЛОВНІ ВИСНОВКИ

1. Аналіз гістограм для перепаду атмосферного тиску, температури атмосфери, тривалості дії атмосферного фронту, швидкостей зміни тиску та температури, а також для варіацій атмосферного електричного поля, щільності атмосферного струму та магнітного поля показав, що під впливом фронту ці параметри змінюються в широких межах. Середні значення цих параметрів відповідно дорівнюють 145 Па, 6 °С, 70 хв, 2.4 Па/хв, 0.23 °С/хв, 3.2 кВ/м, 63 пА/м² та 20 нТл.

2. Аналіз кореляційних полів показав, що майже завжди кореляції між варіаціями різних

фізичних параметрів не було. Це означає, що впродовж руху атмосферного фронту єдиного керівного параметру немає.

3. Отримано просте аналітичне співвідношення для оцінки збурення напруженості електричного поля атмосферним фронтом. Оцінки дали значення 6...60 кВ/м. Під час гроз ця величина збільшується на порядок.

4. Показано, що у збурених умовах щільність атмосферного струму збільшується від 10^{-12} до $10^{-11} \dots 10^{-10}$ А/м².

5. Розглянуто три механізми збільшення збурень індукції магнітного поля під впливом атмосферного фронту: збурення стороннього струму, електромагнітна індукція, магнітний ефект турбулентності. Всі ці параметри дають величину ефекту, що не перевищує 1 нТл. Тільки магнітний ефект іоносфери може пояснити збільшення варіацій магнітного поля до 10...70 нТл.

6. Оцінено енергетику полів: баричного ($10^{16} \dots 10^{17}$ Дж, $10^{13} \dots 10^{14}$ Вт), теплового ($10^{18} \dots 10^{19}$ Дж, $10^{15} \dots 10^{16}$ Вт), електричного ($10^9 \dots 10^{11}$ Дж, $10^6 \dots 10^8$ Вт) і магнітного ($10^{10} \dots 10^{11}$ Дж, $10^7 \dots 10^8$ Вт).

7. Обґрунтовано канали, по яких здійснюється взаємодія підсистем у системі ЗАІМ під впливом атмосферних фронтів: перепад атмосферного тиску, перепад концентрації електронів у іоносфері, генерація інфразвукових і гравітаційних хвиль, генерація блискавками електромагнітного випромінювання та збурення глобального електричного кола.

Робота виконувалась за часткової підтримки держбюджетних НДР, заданих МОН України (номери держреєстрації 0122U001476 та 0124U000461).

REFERENCES

1. Avdyushin S. I., Sedunov Yu. S., Borisenkov E. P., et al. eds. (1991). *Atmosphere. Handbook. (Reference Data and Models)*. Leningrad: Gidrometeoizdat [in Russian].
2. Burmaka V. P., Domnin I. F., Uryadov V. P., Chernogor L. F. (2009). Variations in the Parameters of Scattered Signals and the Ionosphere Connected with Plasma Modification by High-Power Radio Waves. *Radiophys. Quantum Electron.*, **52**(11), 774—795. DOI:10.1007/s11141-010-9191-2
3. Gossard E. E., Hooke W. H. (1975). *Waves in the Atmosphere*. New York: Elsevier, 456 p.
4. Imyanitov I. M., Shifrin K. S. (1962). Present State of Research on Atmospheric Electricity. *Phys. Usp.*, **76**(4), 593—642. DOI:10.3367/UFNr.0076.196204a.0593
5. Soloviev S. P., Rybnov Yu. S., Kharlamov V. A. (2015). The synchronic disturbances of the acoustic and electric fields caused by artificial and natural sources. *Abstracts of 3rd All-Russian Seminar-Meeting on Trigger Effects in Geosystems*. Eds V. V. Adushkin, G. G. Kocheryan. Moscow: GEOS Publ., 71 [in Russian].
6. Soloviev S. P., Rybnov Yu. S., Kharlamov V. A. (2015). The synchronic disturbances of the acoustic and electric fields caused by artificial and natural sources. *Trigger Effects in Geosystems. Proc. 3rd All-Russia Meeting*. Eds V. V. Adushkin, G. G. Kocheryan. Moscow, Russia: GEOS Publ., 317—326 [in Russian].
7. Somsikov V. M. (1983). *Solar terminator and dynamic phenomena in the atmosphere*. Alma-Ata, Kazakhstan: Nauka Publ. [in Russian].
8. Somsikov V. M. (1991). Waves in the Atmosphere Caused by the Solar Terminator: A Review. *Geomag. Aeron.*, **31**(1), 1—12 [in Russian].
9. Spivak A. A., Loktev D. N., Rybnov Yu. S., Soloviev S. P., Kharlamov V. A. (2016). Geophysical fields of a megalopolis. *Izv. Atmos. Ocean. Phys.*, **52**(8), 841—852. DOI:10.1134/S0001433816080107
10. Spivak A. A., Rybnov Yu. S., Soloviev S. P., Kharlamov V. A. (2017). Acoustic and electric precursors of heavy thunderstorm under megalopolis conditions. *Geophys. processes and biosphere*, **16**(4), 81—91 [in Russian]. DOI:10.21455/GPB2017.4-7
11. Spivak A. A., Rybnov Yu. S., Kharlamov V. A. (2018). Variations in Geophysical Fields during Hurricanes and Squalls. *Dokl. Earth Sci.*, **480**, 788—791. DOI:10.1134/S1028334X18060193
12. Spivak A. A., Riabova S. A., Kharlamov V. A. (2019). The Electric Field in the Surface Atmosphere of the Megapolis of Moscow. *Geomagn. Aeron.*, **59**(4), 467—478. DOI:10.1134/S0016793219040169
13. Spivak A. A., Riabova S. A. (2021). Electrical and Geomagnetic Effects during Powerful Atmospheric Fronts. *Dynamic processes in geospheres*, **13**, 123—131. DOI:10.26006/22228535_2021_1_123
14. Chalmers J. A. (1967). *Atmospheric electricity*. Oxford, New York: Pergamon Press.
15. Chekryzhov V. M., Svirkunov P. N., Kozlov S. V. (2019). The Influence of Cyclonic Activity on the Geomagnetic Field Disturbance. *Geomagn. Aeron.*, **59**(1), 53—61. DOI:10.1134/S0016793219010031
16. Chernogor L. F. (2009). *Radiophysical and Geomagnetic Effects of Rocket Engine Burn: Monograph*. Kharkiv, Ukraine: V. N. Karazin Kharkiv Nat. Univ. Publ. [in Russian].
17. Chernogor L. F. (2012). *Physics and Ecology of Disasters*. Kharkiv: V. N. Karazin Kharkiv Nat. Univ. Publ. [in Russian].
18. Chernogor L. F. (2014). *Physics of High-Power Radio Emissions in Geospace: Monograph*. Kharkiv: V. N. Karazin Kharkiv Nat. Univ. Publ. [in Russian].
19. Chernogor L. F., Garmash K. P. (2018). Magnetospheric and Ionospheric Effects Accompanying the Strongest Technogenic Catastrophe. *Geomagn. Aeron.*, **58**(5), 673—685. DOI:10.1134/S0016793218050031
20. Chernogor L. F. (2019). Physical Effects of the Lipetsk Meteoroid. Parts 1—3. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, Part 1, **35**(4), 174—188. DOI:10.3103/S0884591319040020, Part 2, **35**(5), 217—230. DOI:10.3103/S0884591319050027, Part 3, **35**(6), 271—285. DOI:10.3103/S0884591319060023
21. Chernogor L. F. (2021). Physics of geospace storms. *Space Sci. Technol.*, **27**(1), 3—77. DOI:10.15407/knit2021.01.003
22. Chernogor L. F. (2023). A Tropical Cyclone or Typhoon as an Element of the Earth—Atmosphere—Ionosphere—Magnetosphere System: Theory, Simulations, and Observations. *Remote Sensing*, **15**(20). id:4919. DOI:10.3390/rs15204919
23. Yampolski Yu. M., Zalizovskii A. V., Litvinenko L. M., Lizunov G. V., Groves K., Moldwin M. (2004). Magnetic Field Variations in Antarctica and the Conjugate Region (New England) Stimulated by Cyclone Activity. *Radio Phys. Radio Astron.*, **9**(2), 130—152 [in Russian].
24. Astafyeva E., Maletckii B., Mikesell T. D., Munaibari E., Ravanelli M., Coisson P., Manta F., Rolland L. (2022). The 15 January 2022 Hunga Tonga eruption history as inferred from ionospheric observations. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(10), e2022GL098827. DOI:10.1029/2022GL098827
25. Balachandran N. K., Donn W. L., Rind D. H. (1977). Concorde Sonic Booms as an Atmospheric Probe. *Science*, **197**(4298), 47—49. DOI:10.1126/science.197.4298.47
26. Che I.-Y., Park J., Kim I., Kim T. S., Lee H.-I. (2014). Infrasound signals from the underground nuclear explosions of North Korea. *Geophys. J. Int.*, **198**(1), 495—503. DOI:10.1093/gji/ggu150

27. Chernogor L. F., Blaunstein N. (2014). *Radiophysical and Geomagnetic Effects of Rocket Burn and Launch in the Near-the-Earth Environment*. Boca Raton, London, New York: CRC Press. Taylor & Francis Group.
28. Chernogor L. F., Garmash K. P., Guo Q., Rozumenko V. T., Zheng Y., Luo Y. (2021). Supertyphoon Hagibis action in the ionosphere on 6–13 October 2019: Results from multi-frequency multiple path sounding at oblique incidence. *Adv. Space Res.*, **67**(8), 2439–2469. DOI:10.1016/j.asr.2021.01.038
29. Chou M.-Y., Lin C. C. H., Yue J., Chang L. C., Tsai H.-F., Chen C.-H. (2017). Medium-scale traveling ionospheric disturbances triggered by Super Typhoon Nepartak (2016). *Geophys. Res. Lett.*, **44**(15), 7569–7577. DOI:10.1002/2017GL073961
30. Chou M.-Y., Lin C. C. H., Shen M.-H., Yue J., Huba J. D., Chen C.-H. (2018). Ionospheric Disturbances Triggered by SpaceX Falcon Heavy. *Geophys. Res. Lett.*, **45**(13), 6334–6342. DOI:10.1029/2018GL078088
31. Chou M.-Y., Shen M.-H., Lin C. C. H., Yue J., Chen C.-H., Liu J.-Y., Lin J.-T. (2018). Gigantic Circular Shock Acoustic Waves in the Ionosphere Triggered by the Launch of FORMOSAT-5 Satellite. *Space Weather*, **16**(2), 172–184. DOI:10.1002/2017SW001738
32. Ding F., Wan W., Mao T., Wang M., Ning B., Zhao B., Xiong, B. (2014). Ionospheric response to the shock and acoustic waves excited by the launch of the Shenzhou 10 spacecraft. *Geophys. Res. Lett.*, **41**(10), 3351–3358. DOI:10.1002/2014GL060107
33. Donn W. L., Ewing M. (1962). Atmospheric waves from nuclear explosions. *J. Geophys. Res.*, **67**(5), 1855–1866. DOI:10.1029/JZ067i005p01855
34. Donn W. L., Ewing M. (1962). Atmospheric Waves from Nuclear Explosions — Part II: The Soviet Test of 30 October 1961. *J. Atmos. Sci.*, **19**(3), 264–273. DOI:10.1175/1520-0469(1962)019%3C0264:AWFNEI%3E2.0.CO;2
35. Donn W. L. (1978). Exploring the Atmosphere with Sonic Booms: Or How I Learned to Love the Concorde. *Amer. Sci.*, **66**(6), 724–733.
36. Donn W. L., Rind D. (1979). Monitoring Stratospheric Winds with Concorde-Generated Infrasound. *J. Appl. Meteor.*, **18**(7), 945–952. DOI:10.1175/1520-0450(1979)018%3C0945:MSWWCG%3E2.0.CO;2
37. Farges T., Blanc E. (2010). Characteristics of infrasound from lightning and sprites near thunderstorm areas. *J. Geophys. Res. Space Phys.*, **115**(A6), A00E31. DOI:10.1029/2009JA014700
38. Farkas E. (1962). Transit of Pressure Waves through New Zealand from the Soviet 50 Megaton Bomb Explosion. *Nature*, **193**(4817), 765–766. DOI:10.1038/193765a0
39. Garcés M., Caron P., Hetzer C., Le Pichon A., Bass H., Drob D., Bhattacharyya J. (2005). Deep infrasound radiated by the Sumatra earthquake and tsunami. *Eos*, **86**(35), 317–320. DOI:10.1029/2005EO350002
40. Gardiner G. W. (1962). Effects of the nuclear explosion of 30 October 1961. *J. Atmos. Terr. Phys.*, **24**(11), 990–993. DOI:10.1016/0021-9169(62)90146-0
41. Gibbons S. J., Ringdal F., Kv rna T. (2007). Joint seismic-infrasound processing of recordings from a repeating source of atmospheric explosions. *J. Acoust. Soc. Amer.*, **122**(5), EL158. DOI:10.1121/1.2784533
42. Guo Q., Chernogor L. F., Garmash K. P., Rozumenko V. T., Zheng, Yu. (2019). Dynamical processes in the ionosphere following the moderate earthquake in Japan on 7 July 2018. *J. Atmos. and Sol.-Terr. Phys.*, **186**, 88–103. DOI:10.1016/j.jastp.2019.02.003
43. Guo Q., Chernogor L. F., Garmash K. P., Rozumenko V. T., Zheng Y. (2020). Radio Monitoring of Dynamic Processes in the Ionosphere Over China During the Partial Solar Eclipse of 11 August 2018. *Radio Sci.*, **55**(2), e2019RS006866. DOI: 10.1029/2019RS006866
44. *Infrasound monitoring for atmospheric studies*. (2019). Eds A. Le Pichon, E. Blanc, A. Hauchecorne. Switzerland: Springer Int. Publ. 1167 p. DOI:10.1007/978-3-319-75140-5
45. Kakinami Y., Yamamoto M., Chen C.-H., Watanabe S., Lin C., Liu J.-Y., Habu, H., (2013). Ionospheric disturbances induced by a missile launched from North Korea on 12 December 2012. *J. Geophys. Res. Space Phys.*, **118**(8), 5184–5189. DOI:10.1002/jgra.50508
46. Kulichkov S. N., Chunchuzov I. P., Popov O. E., Gorchakov G. I., Mishenin A. A., Perepelkin V. G., Bush G. A., Skorokhod A. I., Vinogradov Yu. A., Semutnikova E. G., epic J., Medvedev I. P., Gushchin R. A., Kopeikin V. M., Belikov I. B., Gubanova D. P., Karpov A. V., Tikhonov A. V. (2022). Acoustic-Gravity Lamb Waves from the Eruption of the Hunga-Tonga-Hunga-Hapai Volcano, Its Energy Release and Impact on Aerosol Concentrations and Tsunami. *Pure and Appl. Geophys.*, **179**, 1533–1548. DOI:10.1007/s00024-022-03046-4
47. Le Pichon A., Herry P., Mialle P., Vergoz J., Brachet N., Garc s M., Drob D., Ceranna L. (2005). Infrasound associated with 2004–2005 large Sumatra earthquakes and tsunami. *Geophys. Res. Lett.*, **32**(19), L19802. DOI:10.1029/2005GL023893
48. Le Pichon A., Pilger C., Ceranna L., Marchetti E., Lacanna G., Souty V., Vergoz J., Listowski C., Hernandez B., Mazet-Roux G., Dupont A., Hereil P. (2021). Using dense seismo-acoustic network to provide timely warning of the 2019 paroxysmal Stromboli eruptions. *Scientific reports*, **11**, id:14464. DOI:10.1038/s41598-021-93942-x

49. Li Y. Q., Jacobson A. R., Carlos R. C., Massey R. S., Taranenko Y. N., Wu G. (1994). The blast wave of the Shuttle plume at ionospheric heights. *Geophys. Res. Lett.*, **21**(24), 2737–2740. DOI:10.1029/94GL02548
50. Lin C. H., Lin J. T., Chen C. H., Liu J. Y., Sun Y. Y., Kakinami Y., Matsumura M., Chen W. H., Liu H., Rau R. J. (2014). Ionospheric shock waves triggered by rockets. *Ann. Geophys.* **32**(9), 1145–1152. DOI:10.5194/angeo-32-1145-2014
51. Lin C. C. H., Shen M.-H., Chou M.-Y., Chen C.-H., Yue J., Chen P.-C., Matsumura M. (2017). Concentric traveling ionospheric disturbances triggered by the launch of a SpaceX Falcon 9 rocket. *Geophys. Res. Lett.*, **44**(15), 7578–7586. DOI:10.1002/2017GL074192
52. Luo Y., Chernogor L. F. (2020). Electromagnetic effects of acoustic and atmospheric gravity waves in the near-earth atmosphere. *Radio Phys. and Radio Astron.*, **25**(4), 290–307. DOI:10.15407/rpra25.04.290
53. Luo Y., Chernogor L. F., Garmash K. P., Guo Q., Rozumenko V. T., Zheng Yu. (2021). Dynamic processes in the magnetic field and in the ionosphere during the 30 August – 2 September, 2019 geospace storm. *Annales Geophysicae*, **39**(4). DOI:10.5194/angeo-39-657-2021
54. Luo Y., Chernogor L. F., Garmash K. P. (2022). Magneto-Ionospheric Effects of the Geospace Storm of March 21–23, 2017. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, **38**(4), 210–229.
55. Mccrory R. A. (1967). Atmospheric Pressure Waves from Nuclear Explosions. *J. Atmos. Sci.*, **24**(4), 443–447. DOI:10.1175/1520-0469(1967)024%3C0443:APWFNE%3E2.0.CO;2
56. Mutschlechner J. P., Whitaker R. W. (2005). Infrasound from earthquakes. *J. Geophys. Res. Atmos.*, **110**(D1). D01108. DOI:10.1029/2004JD005067
57. Nishioka M., Tsugawa T., Kubota M., Ishii M. (2013). Concentric waves and short-period oscillations observed in the ionosphere after the 2013 Moore EF5 tornado. *Geophys. Res. Lett.* **40**(21), 5581–5586. DOI:10.1002/2013GL057963
58. Panasenko S. V., Otsuka Y., Van de Kamp M., Chernogor L. F., Shinbori A., Tsugawa T., Nishioka M. (2019). Observation and characterization of traveling ionospheric disturbances induced by solar eclipse of 20 March 2015 using incoherent scatter radars and GPS networks. *J. Atmos. and Sol.-Terr. Phys.*, **191**, 105051. DOI: 10.1016/j.jastp.2019.05.015
59. Rose G., Oksman J., Kataja E. (1961). Round-the-World Sound Waves produced by the Nuclear Explosion on October 30, 1961, and their Effect on the Ionosphere at Sodankyl. *Nature*, **192**(4808), 1173–1174. DOI:10.1038/1921173a0
60. Row R. V. (1967). Acoustic-gravity waves in the upper atmosphere due to a nuclear detonation and an earthquake. *J. Geophys. Res.*, **72**(5), 1599–1610. DOI:10.1029/JZ072i005p01599
61. *The Encyclopedia of Volcanoes* (2015). (2th ed.). Academic Press, 1421 p. DOI:10.1016/B978-0-12-385938-9.00063-8
62. Watt A. D. (1967). International series of monographs in electromagnetic waves. New York: Pergamon, 724 p.
63. Wexler H., Hass W. A. (1962). Global atmospheric pressure effects of the October 30, 1961, explosion. *J. Geophys. Res.*, **67**(10), 3875–3887. DOI:10.1029/JZ067i010p03875
64. Yuen D. A., Scruggs M. A., Spera F. J., Zheng Y., Hu H., McNutt S. R., Thompson G., Mandli K., Keller B. R., Wei S. S., Peng Z., Zhou Z., Mulargia F., Tanioka Y. (2022). Under the surface: Pressure-induced planetary-scale waves, volcanic lightning, and gaseous clouds caused by the submarine eruption of Hunga Tonga-Hunga Ha’apai volcano. *Earthquake Res. Adv.*, **2**(3), 100134. DOI:10.1016/j.eqrea.2022.100134
65. Zheng Y., Chernogor L. F., Garmash K. P., Guo Q., Rozumenko V. T., Luo Y. (2022). Disturbances in the ionosphere and distortion of radio wave characteristics that accompanied the super typhoon Lekima event of 4–12 August 2019. *J. Geophys. Res.: Space Phys.*, **127**, e2022JA030553. DOI:10.1029/2022JA030553

Стаття надійшла до редакції 13.10.2023

Після доопрацювання 31.01.2024

Прийнято до друку 28.04.2024

Received 13.10.2023

Revised 31.01.2024

Accepted 28.04.2024

L. F. Chernogor, Head of the Department of Space Radiophysics, Dr. Sci. in Phys. & Math., Professor
ORCID ID: 0000-0001-5777-2392
E-mail: Leonid.F.Chernogor@gmail.com
V. N. Karazin Kharkiv National University
4 Svoboda Sq., Kharkiv, 61022 Ukraine

STATISTICAL CHARACTERISTICS OF THE GEOPHYSICAL FIELDS DISTURBED BY WEATHER FRONTS

The Earth (internal spheres) — atmosphere — ionosphere — magnetosphere (EAIM) formation is a single integrated system with direct and reverse, positive and negative coupling, as well as with their combination. The high-energy sources of natural and anthropogenic origins activate coupling between the components of the EAIM. The effects that the sources of various physical nature have on the EAIM system have been studied quite well, while the influence of the weather fronts and other powerful atmospheric sources on the EAIM system and its components has been studied only partly. The scientific objective of this study is to conduct a statistical analysis of variations in the basic parameters of the geophysical fields that accompany the movement of atmospheric fronts. The histograms have been constructed that show the atmospheric pressure difference, atmospheric temperature difference, duration of the action of the atmospheric front, and the rate of change in the pressure and temperature, as well as the histograms showing the distribution of variations in the atmospheric electric field, the atmospheric current density, and in the magnetic field. The analysis undertaken has shown that these parameters exhibit variations within a broad range of values. The mean values of these parameters are estimated to be 145 Pa, 6 °C, 70 min, 2.4 Pa/min, 0.23 °C/min, 3.2 kV/m, 63 nA/m², and 20 nT, respectively. The analysis of the scatter diagrams shows that the correlation between the variation in physical parameters is almost always absent. This means that a single governing parameter along the path of the atmospheric front does not exist. A simplified analytical relation has been derived to estimate the perturbation in the electric field strength caused by the atmospheric front, which yields ~6–60 kV/m values that increase by an order of magnitude during thunderstorms. Under disturbed conditions, the atmospheric current density is shown to increase from 10⁻¹² A/m² to 10⁻¹¹–10⁻¹⁰ A/m². The following three mechanisms of an increase in the magnetic induction under the influence of the atmospheric front are considered: the disturbances of the external current density, electromagnetic induction, and the magnetic effect of turbulence. All these mechanisms yield the value of the effect less than ~1 nT. Only the magnetic effect of the ionosphere can explain an increase of 10–70 nT in the magnetic field variations. The energetics of the pressure, temperature, electric, and magnetic fields has been estimated to be (~10¹⁶–10¹⁷ J, ~10¹³–10¹⁴ W), (~10¹⁸–10¹⁹ J, 10¹⁵–10¹⁶ W), (~10⁹–10¹¹ J, ~10⁶–10⁸ W), (~10¹⁰–10¹¹ J, 10⁷–10⁸ W), respectively. The following channels have been validated through which the components of the EAIM system couple under the action of atmospheric fronts: atmospheric pressure differences, ionospheric electron density differences, the generation of infrasound and gravity waves, the generation of electromagnetic waves by lightning flashes, and the perturbations in the global electric circuit.

Keywords: weather front, atmosphere at the air-earth boundary, EAIM system, geophysical fields, statistical characteristics, scatter diagram, histogram.



ПАМ'ЯТІ ЄЛИЗАВЕТИ ЛЬВІВНИ КОРДЮМ

03.11.1932, КИЇВ — 27.04.2024, КИЇВ

Єлизавета Львівна народилася 3 листопада 1932 року в Києві. 1955 року закінчила Київський державний університет ім. Т. Г. Шевченка, після чого працювала спершу в Ботанічному саду імені академіка О. В. Фоміна, а з 1959 року — в Інституті ботаніки АН України. Від 1976 року і до кінця життя очолювала відділ клітинної біології та анатомії Інституту ботаніки ім. М. Г. Холодного НАН України. Працювала на посадах заступника директора з наукової роботи (у 1998—2003 роках) і виконувача обов'язків директора (у 1998—1999 роках) цієї установи. 1960 року Є. Л. Кордюм захистила кандидатську, а 1969-го — докторську дисертацію. 1986 року їй присвоїли звання професора, 2000 року — обрали членом-кореспондентом НАН України за Відділенням загальної біології НАН України. Вона була дійсним членом Міжнародної академії астронавтики.

Є. Л. Кордюм — видатний ембріолог, ботанік, клітинний біолог світового рівня. Вона запропонувала першу класифікацію макроспорангіїв

покритонасінних рослин, розробила класифікацію статевих типів квітки і встановила закономірності їхнього формування. Їй належить відкриття гравічутливості рослинних клітин, не спеціалізованих до сприйняття гравітаційного вектора, що пізніше підтвердили дослідники в інших країнах. Вона визначила низку загальних закономірностей впливу мікрогравітації на організмовому, клітинному і молекулярному рівнях.

Є. Л. Кордюм уперше дослідила зміну пряму гравітропічної реакції кореня в слабкому комбінованому магнітному полі. Вона є засновницею наукової школи з космічної та гравітаційної біології. Як голова секції «Космічна біологія та медицина» Ради з космічних досліджень НАН України Є. Л. Кордюм сприяла створенню в Україні Програми з космічної біології та медицини і її успішній реалізації, результатом чого став спільний із НАСА українсько-американський експеримент, який 19 листопада — 5 грудня 1997 року на космічному кораблі «Колумбія» виконував перший космонавт України Леонід



Каденюк. Завдяки високому іміджу України в галузі космічної біології Державне космічне агентство України прийняли 2000 року до Міжнародної робочої групи з наук про життя в космосі. Є. Л. Кордюм була членом редакційної колегії науково-практичного журналу «Космічна наука і технологія» НАН України.

Основні наукові інтереси Є. Л. Кордюм були пов'язані з проблемою адаптації рослин до несприятливих змін екологічних факторів біосфери та факторів космічного польоту, передусім мікрогравітації, механізмів гравітропічної реакції кореня. Вона розробляла питання стабільності та пластичності онтогенезу рослин на клітинному й молекулярному рівнях у природних умовах

і в експерименті, зокрема питання адаптивної ролі фенотипічної пластичності та значення епігенетичної регуляції генної експресії й спадковості в онтогенезі рослин та їхній адаптації до флуктуацій довкілля.

Є. Л. Кордюм є автором понад 550 наукових публікацій, значну частину яких опубліковано у закордонних наукових виданнях. Багато уваги вона приділяла підготовці наукових кадрів. Під її керівництвом підготовлено та захищено 22 дисертації.

За визначну наукову діяльність і активну громадську позицію члена-кореспондента НАН України Є. Л. Кордюм відзначено високими державними та академічними нагородами — вона є повним кавалером ордена княгині Ольги, лауреатом Державної премії України в галузі науки і техніки та премії НАН України імені М. Г. Холодного. Має численні медалі та почесні дипломи: нагороджена золотою, двома срібними та трьома бронзовими медалями ВДНГ СРСР, почесними дипломами і медалями Американського біографічного інституту та Міжнародної біографічної асоціації, Пам'ятною медаллю Ю. В. Кондратюка, численними відзнаками НАН України. 1984 року їй присвоїли почесне звання «Заслужений діяч науки і техніки України».

Свідченням міжнародного визнання заслуг Є. Л. Кордюм є внесення її імені до Зали Слави (International Air & Space Hall of Fame Hall of Fame) у 2020 році. Це нагорода Міжнародної астронавтичної федерації (International Astronautical Federation), яка віддає данину поваги діячам космічної галузі за особливий внесок у розвиток космічної науки і техніки.

Вічна і світла пам'ять Єлисаветі Львівні...

*Відділення загальної біології НАН України
Рада з космічних досліджень НАН України
Редакційна колегія журналу
«Космічна наука і технологія» НАН України*



ПАМ'ЯТІ ОЛЕГА ВІКТОРОВИЧА ПИЛИПЕНКА

14.07.1961, ДНІПРО — 01.05.2024, ДНІПРО

Олег Вікторович Пилипенко — видатний учений у галузі механіки, директор Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України, академік НАН України, Заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, премії ім. М. К. Янгеля НАН України, доктор технічних наук, професор.

Олег Вікторович Пилипенко народився 14 липня 1961 року у м. Дніпропетровськ. У 1983 році закінчив з відзнакою Дніпропетровський державний університет (нині Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара). Після закінчення аспірантури університету та захисту дисертації на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук у 1985 р. був направлений на роботу в Інститут технічної механіки НАН України і ДКА України на посаду молодшого наукового співробітника. З того часу він постійно працював в інституті: 1986—1988 рр. — науковий співробітник, 1988—1993 — старший науковий співробітник, 1993—1996 — завідувач лабораторії, 1996—2003 — завідувач наукового відділу, з 2003 р. — директор Інституту.

О. В. Пилипенко — провідний учений-механік у галузі динаміки рідинних ракетних двигунних

установок (РРДУ), складних гідромеханічних систем, систем віброзахисту об'єктів ракетно-космічної, автомобільної і військової техніки. Основні напрями наукової діяльності О. В. Пилипенка були пов'язані з дослідженням процесів динаміки елементів конструкцій ракетно-космічної техніки, енергетичного і транспортного машинобудування, розробкою та створенням ефективних засобів забезпечення динамічної сумісності РРДУ з корпусом ракети і систем віброзахисту з квазінульовою жорсткістю.

За допомогою розробленого особисто О. В. Пилипенком методичного, алгоритмічного та програмного забезпечення отримано низку нових результатів, що мають значення для розрахунків поздовжньої стійкості ракет-носіїв розробки ДП «КБ «Південне», розробки й експериментального відпрацювання гідродинамічного демпфера для забезпечення поздовжньої стійкості ракет-носіїв, включаючи автономні випробування демпфера на модельній рідині, випробування демпфера в складі двигунної установки, вогневі стендові випробування і льотно-конструкторські випробування. Розроблено математичні моделі й проведено дослідження зі створення

принципово нових високоефективних віброзахисних систем космічних апаратів.

Розроблено методологію і створено принципово нові пасивні віброзахисні системи для підресорювання автомобілів і захисту від вібраційних і ударних навантажень водіїв транспортних засобів різного призначення, які повністю відповідають європейським стандартам та не поступаються характеристикам кращих світових аналогів пасивних, напівактивних і активних віброзахисних систем.

На підставі теоретичних та експериментальних досліджень розроблено та створено принципово нову пневматичну підвіску автомобіля з квазінульовою жорсткістю та роздільним гасінням низькочастотних коливань підресореної та високочастотних коливань невідресореної мас автомобіля. Після проведення автономних статичних і динамічних випробувань нової підвіски нею було оснащено серійні автомобілі. Результати динамічних випробувань підвіски у складі автомобіля і ходові випробування автомобілів з новими пневматичними підвісками підтвердили високу ефективність їх застосування на автомобілях різних класів.

Під керівництвом О. В. Пилипенка і за його безпосередньою участю запропоновано нову кавітаційно-імпульсну технологію отримання тонкодисперсного водовугільного палива. Розроблено нові пальникові пристрої для ефективного спалювання водовугільного палива в теплоенергетичних установках, проведено їх випробування та отримано стійке факельне горіння водовугільного палива.

Розроблено прилади зниження рівня звуку пострілу. Випробування створених зразків підтвердили високу ефективність заглушення звуку пострілу. На основі проведених досліджень розроблено базові моделі, що враховують особливості використання пристроїв для снайперської зброї, автоматичної та іншої стрілецької зброї.

Академік О. В. Пилипенко створив наукову школу з питань дослідження робочих процесів і розробки принципово нових високоефективних систем віброзахисту. В останні роки шляхом об'єднання двох шкіл була створена нова наукова школа з питань дослідження динаміки

гідромеханічних і віброзахисних систем об'єктів ракетно-космічної техніки, енергетичного і транспортного машинобудування. Зараз в рамках об'єднаної наукової школи успішно вирішуються сучасні проблеми динаміки рідинних ракет-носіїв, систем віброзахисту різного призначення, гідродинаміки нових технічних пристроїв з кавітуючими елементами тощо.

Як директор інституту О. В. Пилипенко активно займався науково-організаційною роботою зі спрямування тематики наукових відділів на вирішення науково-технічних проблем сучасного розвитку ракетно-космічної та машинобудівельної галузей, автомобільного та залізничного транспорту, а також паливно-енергетичного комплексу. Він був головним редактором наукового журналу «Технічна механіка», заступником головного редактора науково-практичного журналу «Космічна наука і технологія», членом Координаційної ради та керівником двох робочих груп спільних наукових досліджень інститутів НАН України і ДП «КБ «Південне», заступником голови Ради з космічних досліджень, членом Бюро Відділення механіки НАН України і секції математики і механіки Комітету з Національної премії України імені Бориса Патона.

О. В. Пилипенка було обрано членом-кореспондентом Міжнародної академії астронавтики, почесним доктором Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, нагороджено Відзнакою Державного космічного агентства України, Грамотою Верховної Ради України, Подякою Прем'єр-Міністра України за значний внесок у забезпечення розвитку вітчизняної науки, сумлінну працю та високий професіоналізм.

У списку наукових праць О. В. Пилипенка понад 190 найменувань. Основні результати досліджень надруковано у п'яти монографіях і статтях в наукових виданнях. Також вони були представлені на міжнародних симпозиумах у США, Південній Кореї, Японії, Україні та інших країнах.

Вічна і світла пам'ять Олегу Вікторовичу..

*Відділення механіки НАН України
Рада з космічних досліджень НАН України
Редакційна колегія журналу
«Космічна наука і технологія» НАН України*