



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 30
1 (146)
2024

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Космічні енергетика і двигуни

Pryadko N. S., Strelnikov H. O., Ternova K. V. Research of supersonic flow in shortened nozzles of rocket engines with a bell-shaped tip 3

Мінай О. М. Класифікація, основні типи конструкцій та призначення капілярних засобів забезпечення суцільності палива. 14

Дослідження Землі з космосу

Куссуль Н. М., Дрозд С. Ю. Геопросторовий аналіз потенціалу територій України для розміщення сонячних електростанцій за супутниковими даними 31

Космічна й атмосферна фізика

Колодяжний В. В., Ляшенко М. В., Ємельянов Л. Я., Дзюбанов Д. А. Моделювання просторово-часових варіацій параметрів фізичних процесів у іоносферній плазмі над Україною на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності (2012—2015 рр.) 44

Чорногор Л. Ф., Шевелев М. Б. Статистичні характеристики вибухових хвиль у атмосфері, згенерованих супервулканом Тонга 15 січня 2022 р. 66

CONTENTS

Space Energy, Power and Propulsion

Pryadko N. S., Strelnikov H. O., Ternova K. V. Research of supersonic flow in shortened nozzles of rocket engines with a bell-shaped tip 3

Minai O. M. Classification, main types of structures and purpose of capillary means to ensure fuel perfection. . . . 14

Study of the Earth from Space

Kussul N. M., Drozd S. Yu. Geospatial analysis of the potential of the territories of Ukraine for the location of solar power plants based on satellite data 31

Space and Atmospheric Physics

Kolodyazhnyi V. V., Lyashenko M. V., Emelyanov L. Ya., Dziubanov D. A. Modeling of spatial-temporal variations of physical process parameters in the ionospheric plasma over Ukraine during the maximum phase of the 24-th solar activity cycle (2012—2015) 44

Chernogor L. F., Shevelev M. B. A Statistical study of the explosive waves launched by the Tonga super-volcano on January 15, 2022 66

Лобанов Л. М., Піскун Н. В., Терновий Є. Г., Глушак С. О., Крюков В. А., Харківська Т. М., Статкевич І. І., Шулим В. Ф., Закорко В. О. Електронно-променева гармата для ручного зварювання в умовах поверхні Місяця

Lobanov L. M., Piskun N. V., Ternovyi Ye. G., Hlushak S. O., Kriukov V. A., Kharkivska T. M., Statkevich I. I., Shulym V. F., Zakorko V. O. Electron-beam gun for manual electron-beam welding in Lunar surface conditions

На першій сторінці обкладинки — Карти висот, схилів місцевості, затіненості та потенціалу територій України для розміщення сонячних електростанцій (див. статтю Куссуль Н. М., Дрозд С. Ю. Геопросторовий аналіз потенціалу територій України для розміщення сонячних електростанцій за супутниковими даними, С. 31–43)

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

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

Підписано до друку 18.03.2023. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 9,66. Обл.-вид. арк. 10,14. Тираж 50 прим. Зам. № 7209.

Видавець і виготовлювач ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01024

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

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.003>

UDC 533.6.013.14 : 629.1.025.3

N. S. PRYADKO, Prof., Doctor Tech. Sci., Leading Researcher

ORCID 0000-0003-1656-1681

E-mail: np-2006@ukr.net

H. O. STRELNIKOV, Prof., Doctor Tech. Sci., Head of Department

ORCID 0000-0001-9810-1966

E-mail: strelaga38@ukr.net

K. V. TERNOVA, PhD, 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 State Space Agency of Ukraine
15 Leshko-Popelia Str., Dnipro, 49005 Ukraine

RESEARCH OF SUPERSONIC FLOW IN SHORTENED NOZZLES OF ROCKET ENGINES WITH A BELL-SHAPED TIP

The flow in a shortened nozzle with a bell-shaped tip is considered. A comparison of the wave structures of the supersonic gas flow in shortened nozzles with short and long tips formed by compression and stretching of the original bell-shaped nozzle for connection, respectively, with the long and short conical part of the base nozzle at the same nozzle length was carried out. Under operation conditions at sea level and low pressure at the nozzle inlet ($P_0 < 50 \cdot 10^5$ Pa), a large-scale vortex structure, starting from the corner point of the nozzle inlet, is observed in both nozzles. In addition, in the long tip, a small-scale vortex is observed on the wall near its cut. A barrel-shaped wave structure of hanging jumps with a closing Mach disc is formed in the flow in both nozzles, inside which a “saddle-shaped” wave structure of low intensity is noticed. In the separation flow in the tip (when $P_0 < 50 \cdot 10^5$ Pa and $P_n = 1 \cdot 10^5$ Pa), the pressure on the wall in the separation zone is slightly lower (by ≈ 5 -10%) than the external pressure P_n . When the engine is operating in the upper layers of the atmosphere, the static pressure on the section of both tips is proportional to the pressure at the entrance of the nozzle. In the cross-section, starting from the axis of the nozzle to $\sim 0.89 R/R_a$ (the ratio of the current value of the radius R to the radius of the nozzle wall at the outlet R_a), the pressure decreases to a value proportional to the pressure at the nozzle inlet. Then, it increases linearly to the value of the pressure on the tip wall, which is proportional to the pressure at the nozzle inlet. This is due to the wave structure of the flow inside the nozzle. It was established that with a decrease in the length of the nozzle conical part, the impulse coefficient of the nozzle decreases significantly for operating at sea level and slightly decreases for operating in the upper layers of the atmosphere. The results of calculations correlate satisfactorily with the experimental study results of the flows in shortened nozzles with a bell-shaped tip.

Keywords: shortened nozzle, tip, supersonic flow, pressure, wave structure, impulse.

Цитування: Pryadko N. S., Strelnikov H. O., Ternova K. V. Research of supersonic flow in shortened nozzles of rocket engines with a bell-shaped tip. *Space Science and Technology*. 2024. **30**, № 1 (146). P. 3—13. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.003>

© Publisher PH «Akademperiodyka» of the NAS of Ukraine, 2023. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

INTRODUCTION

In rocket and space engineering, much attention is paid to the study of flows in the rocket engine nozzles of various shapes. The nature of the subsonic and supersonic flow in the nozzle affects the characteristics of the engine and the rocket as a whole. To increase the power characteristics of the engine installation, it is necessary to optimize the characteristics of the nozzle for different operating conditions. For this, the nozzle designer must have information about the characteristics of various nozzle configurations.

Laval classic nozzles are widely known and well-researched. In [13], optimal shockless unshortened Laval nozzles are studied. Papers [6, 16, 17] consider shortened profiles of round supersonic nozzles. In recent years, nozzles with an unconventional contour, the so-called “dual bell nozzle” [1, 4, 18], are attracting increasing attention, the research of which is carried out using modern simulation software and modern experiments. Such nozzles were studied earlier [15, 19, 23]. At the same time, it was necessary to consider the features of inherent flow in such nozzles, in particular, the separation currents in them. In the work of Volkov and Yemelyanov [3], dual bell nozzles are considered from the point of view of their application to increase the expansion degree of the nozzle and its specific impulse. In works [7, 9], separation flows in similar nozzles were investigated. The calculation results of the shock wave structure of the flow in this type of nozzle agreed with the experiment [5, 14]. Studies of various turbulence models in relation to non-traditional nozzles of the “dual bell nozzle” type were carried out in [8]. Work [24] showed a weak effect of gas properties on the calculated pressure distribution along the nozzle wall. To study the influence of flow regimes at the separation of the free jump of the compression on the wave structure of the flow [2], an experimental study of the unsteady flow in a parabolic nozzle under certain operating conditions (in terrestrial and void conditions) was carried out.

To calculate the flow in traditional Laval nozzles, the characteristic method was most often used. Unlike laminar flows, the calculation of which is no longer complicated by modern application software packages, determining the characteristics of turbulent flows for several reasons remains more difficult, requiring

special approaches when choosing the initial data and accounting for all the features of the flow.

The study of the characteristics of shortened nozzles with bell-shaped nozzles was carried out by a team of authors at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine relatively long ago [12, 20]. The choice of the nozzle profile and tip length in the design of solid-fuel rockets is determined by the specific features of the rocket design, the conditions of the layout of the stages, etc. The design of a shortened nozzle with a tip should include several stages:

- selection of the base nozzle profile to which the nozzle is connected;
- determining the length of the base nozzle;
- construction of a tip that satisfies the design task (degree of expansion, length, shape, etc.);
- choosing the connection form of the tip with the basic nozzle.

Using a complex of programs simulating two-phase flow, taking into account coagulation, particle crushing, and the mutual influence of particles and gas, calculations of flow parameters in shortened nozzles of rocket engine of solid fuel with different degrees of expansion $F_a/F_* = 31.36, 57.6, 100$ at $\gamma = 1.166$ were carried out (F_a — area of the end section of the nozzle, F_* — critical cross-sectional area of the nozzle) [20]. Studies have shown that for all considered options, specific momentum losses are determined mainly by scattering losses ζ_p and solid phase (particles) lag ζ_d . Other loss components have a much smaller impact. From the point of view of nozzle momentum loss for reducing its length with the addition of various nozzles, more than 20 variants of contours with three basic nozzles were considered. Studies have shown that reducing the length of the supersonic base nozzle (in front of the nozzle) affects the components of momentum losses, namely, leads to increasing the maximum value of dispersion losses ζ_p and the presence of “two-phase” ζ_d . However, the first losses before the nozzle cut decrease, and the second — remains unchanged. Thus, it was established that in the direction of the cut of a shortened nozzle with a tip, the non-uniformity of the flow parameters slightly depends on the length of the initial base part of the nozzle, and the acceleration of the

particles is related to the character of the flow expansion into the nozzle.

The analysis of the components of the relative momentum losses in shortened nozzles with bell-shaped tips showed that the dependence of the relative scattering losses ζ_p on the relative length of the conical part $(x_a - x_H)/x_H$ of the nozzle is linear, and the two-phase losses ζ_d are correlated by the second-order parameter $(x_a - x_0)(x_H - x_0)/x_a^2$ (here x_a — the total length of the nozzle, x_0 — the length of the base nozzle, x_H — the tip length). At the same time, relative scattering losses are almost three times higher than two-phase losses. Analysis of the change rate (along the nozzle length) of the relative momentum of the shortened nozzle showed that it increases with the decrease in the base nozzle length. With different tips and the same total length of the nozzle with the tip, the momentum coefficient (momentum coefficient — $K_i = I/(P_0 F_*)$, where I — the nozzle momentum, P_0 — the total pressure at the nozzle inlet, F_* — the area of the critical section in the nozzle) practically does not change [20]. This indicates that the tip shape has an insignificant effect on the final value of the momentum coefficient. This important conclusion for modeling the contour of a shortened nozzle was confirmed in the authors' latest works, which were carried out based on the "ANSYS" software package [10, 11, 21]. The paper [10] showed a significant difference between the flow in a nozzle with a tip and the flow in a Laval nozzle profiled along the streamline of the same geometric degree of expansion but without a tip. The agreement of the calculations of the shortened nozzle characteristics with the experimental studies of the authors [12, 20] was also confirmed. The optimal flow turbulence model for the calculations of such flows was chosen, and the influence of gas properties on the calculation characteristics of the flow structure in non-traditional configurations was studied. The justification for choosing the turbulence model is presented by the authors in [21]. In [11], the traction characteristics of the flow in a bell-shaped nozzle were studied in detail: the pressure distribution on the tip wall and the traction characteristics of the nozzle with the tip. The geometric parameters of the nozzle significantly affect the wave nature of the flow in the nozzle and, accordingly, the impulse characteristics of the

nozzle. The paper [22] shows the peculiarities of the wave flow structure in the analyzed class of shortened nozzles for the short conical part of the base nozzle.

The purpose of the work is to generalize the study results of supersonic flows in a shortened nozzle with a bell-shaped tip and analyze the effect of the base nozzle length, inlet and external pressure on the flow characteristics in the nozzle.

METHODS

The flow in a shortened nozzle with a bell-shaped tip of different lengths (formed by different lengths of the conical part of the base nozzle) is considered. Two variants were adopted based on the nozzle studied theoretically and experimentally in [8, 9].

The conical section (radius 5 mm) is followed behind the critical section of the Laval nozzle with a half-angle opening of 20° (Fig. 1). The transition of the conical section of the nozzle into the bell-shaped tip is carried out at the corner point. The length of the conical section of nozzle № 1 is 5 mm; nozzle № 2 is 20 mm. The nozzle exit has an angle of 0° . The total length of the shortened nozzle with tip is 35 mm. The nozzle wall radius at the exit is 28 mm. The geometric expansion ratio of the nozzle with the tip is $F_a/F_* = 31.36$.

The correctness of the initial condition choice (in particular, models of turbulence, physical properties of gas, etc.) was substantiated by results verification of simulating the gas flow in the Laval nozzle and in the base shortened nozzle with a conical part length of 10 mm with experimental operation [10]. The calculations are carried out in an axisymmetric setting using the ANSYS software package with the initial flow characteristics: ideal gas, isentropic index $\gamma = 1.4$, total flow temperature $T_0 = 300$ K. The

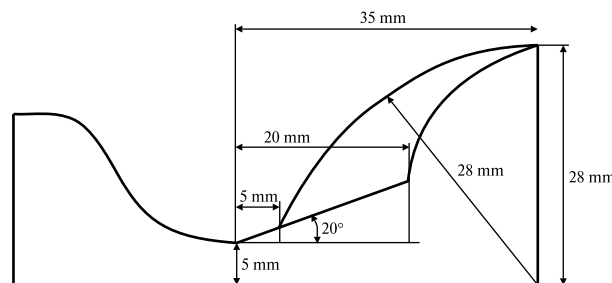


Figure 1. Contour of the nozzle with a long conical part $l = 5$ mm (nozzle № 1) and $l = 20$ mm (nozzle № 2)

admissibility of the transition from the real flow of “hot” combustion products in the nozzles to “cold” gas is substantiated by comparing the results of calculation of the flow in the nozzle with experiments [10].

RESULTS AND DISCUSSIONS

This paper studies supersonic flows in shortened nozzles with a total length of the supersonic part of 35 mm with a long tip (nozzle № 1) and a short one (№ 2). These nozzles differ in the length of the conical part (5 and 20 mm) and the degree of distortion of the spherical contour of the nozzle. As a compression result, the spherical nozzle turns into a bell-shaped one. This compression affects the wave structure of the gas flow in the nozzle.

The nature of the flow in a shortened nozzle is affected by the conditions of its operation: launch at sea level and flight in the upper atmosphere. For the correct construction of the flow structure, it is necessary to consider the region not only inside the nozzle but also behind its exit section. In this regard, the computational area consists of two blocks, one of which is used to simulate the flow in the nozzle, and the other allows taking into account the outflow of the jet into the surrounding space.

The calculations were carried out in a non-stationary axisymmetric formulation based on the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations with the $k\omega$ -SST turbulence model [25], with near-wall functions and correction for compressibility. The choice of the mentioned turbulence model is due to the analysis carried out in [21] and the choice of the most optimal model for the flow in similar nozzles under study. To control the convergence of the iterative process, the level of discrepancy of the desired functions is checked. Calculations stop when the residual level of all necessary functions reaches 0.0001. The total number of iterations depends on the ambient conditions (P_H) and ranges from 400 to 800 iterations.

Figure 2 shows the isolines of the Mach numbers of flows in nozzle № 1 (a) and № 2 (b) at an inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa at an ambient pressure $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa.

Supersonic flows in nozzles № 1 and № 2 have both similarities and differences. First of all, in both cases, a hanging shock 2 is formed in front of the free

jet boundary 1. It is caused by supersonic compression of the characteristics reflected from the free boundary of the jet near the exit nozzle edge. This jump ends with a Mach disk 3, behind which the flow is already subsonic (region 5 in Fig. 1). The shape and length of the flow core up to the first Mach disk depend on the tip length. With a decrease in the tip length (an increase in the length of the inlet conical part of the nozzle), the jet core (the first “barrel”) lengthens, and the size of the Mach disk 3 decreases.

Attention should be paid to the flow near the tip wall. Since the tip length of the nozzle № 2 was reduced by its compression, there is a great increase in the change in the tip radius near its exit, in contrast to the tip of the nozzle № 1. This fact affected the flow structure in the tip wall region and led to a change in the nozzle flow pattern in general. The transverse zone dimensions of developed flow separation from its wall behind the corner point 6 of the entrance to the tip in nozzle № 2 are much larger in comparison with one of nozzle № 1. In both cases, a large-scale vortex structure 7 is observed near the tip wall. Moreover, for a short tip (nozzle № 2), this vortex has a lower intensity and, accordingly, a higher pressure on the tip wall. In a long nozzle (nozzle № 1), there is a zone of secondary vortex 8, caused by an intense turn of the external flow into the tip (near its end) due to the smaller transverse dimensions of the flow separation region in the nozzle № 1 tip compared to the tone of nozzle № 2.

In the core of the gas jet, the flow accelerates unevenly, high velocities up to $M = 5.5$ are observed in the peripheral zone of the jet before the hanging shock 2. The structure of the Mach number isolines in both nozzles has a similar character. A characteristic hanging “saddle-shaped” shock 10 of low intensity is observed in the core of the gas flow behind the end of the inlet conical part of the nozzle (curved lines 11 of the Mach number isolines in Fig. 2).

As the ambient conditions change, the gas flow in the nozzles changes. Figure 3 shows the Mach number isolines in the gas flow at the inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa and the ambient pressure $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa in nozzle № 1 (a) and № 2 (b).

At the walls of both nozzles, the flow is unseparated. From the corner point 1 of the tip entrance, a hanging shock 2 appears and extends to the tip end 3,

practically repeating the shape of the tip wall. However, in a long tip behind the hanging shock 2, a developed zone 4 of low velocity and high pressure is formed near the tip wall, caused by the reversal of the flow in the shock. Such a region is practically absent in the short tip № 2. This is explained by the large angle of flow inflow to the tip wall after turning at the corner point of entry into the tip. Further behind the tip end, the flow from zone 4 expands and forms zone 5. The jet flowing out of the high-pressure zone 4 deforms the hanging shock 2 of the first “barrel” of the supersonic flow just behind the tip end in zone 6. The free boundary 7 of the flow behind the tip end of both nozzles deviates from the axis by the angle determined by the Prandtl-Meyer flow at the corner point of the tip end. In both cases, an expanding flow zone 5 is formed. However, these zones differ (for the compared nozzles) in their shape and intensity (velocity and pressure). In nozzle № 2, the hanging shock 2 (with relatively greater intensity) pushes zone 5 into the free ambient space. In this case, the shock line itself moves away from the nozzle axis, and the flow velocity increases.

Figure 4 shows the distributions of flow Mach numbers in nozzles № 1 and 2 at an inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa and $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa, which makes it possible to refine the behavior of the gas flow from the nozzle in the area of its end. As it can be seen, in the near trace behind the tip exit, the shape of the first “barrel” in both nozzle is significantly distorted in comparison with the case of flow at $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa and $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa. In this case, just behind the tip end, there is a developed flow zone from the near-wall high-pressure layer (Fig. 7 below), formed behind the separated hanging shock 2 in front of the tip wall. The tip shape affects the flow deviation from the nozzle axis. In the case of a short nozzle (nozzle № 2), the flow deviates to a larger angle, which is explained by a large gradient in changing the tip shape. The flow reversal zone at the corner point of the tip end in the Prandtl-Mayer flow is practically not observed in comparison with the case of a long tip (nozzle № 1).

With a decrease in external pressure from $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa to $P_H = 0.01 \cdot 10^5$ Pa (Fig. 5), the wave nature of the flow in both nozzles practically does not change, except for an increase in the angle of devia-

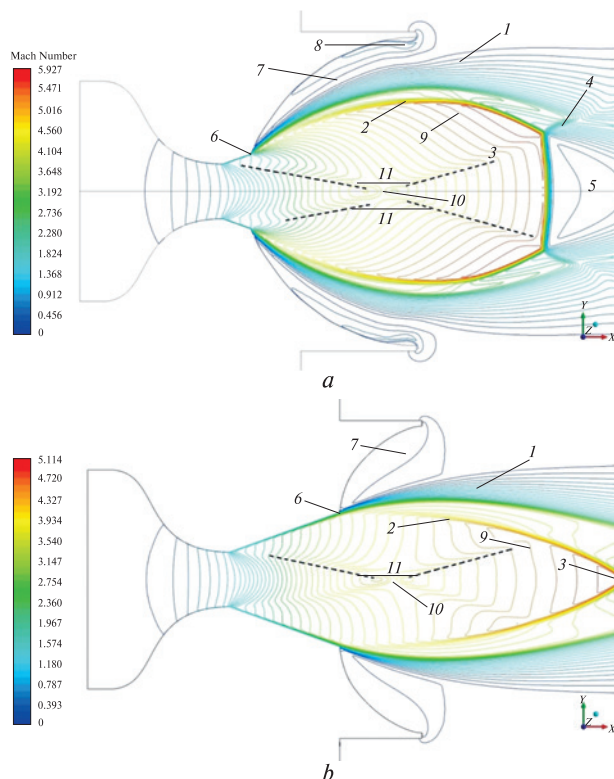


Figure 2. Isolines of the Mach numbers of the gas flow in nozzles № 1 and № 2 at inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ when operating at sea level ($P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa)

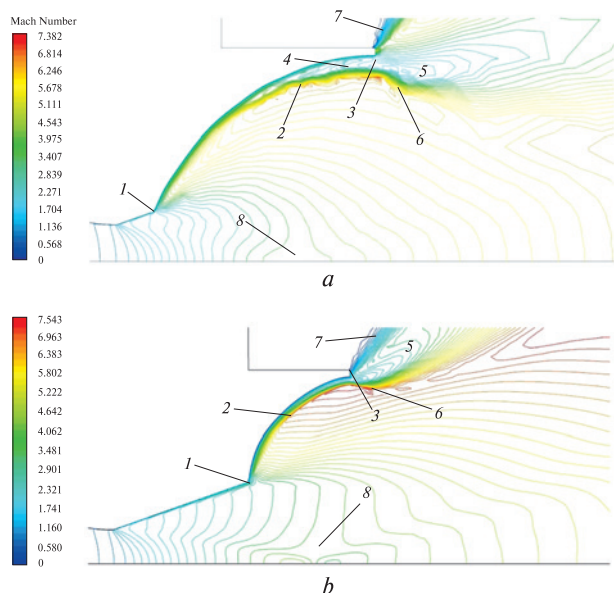


Figure 3. Isolines of the flow Mach numbers in nozzles № 1 and № 2 at inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa when operating in the upper atmosphere ($P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa)

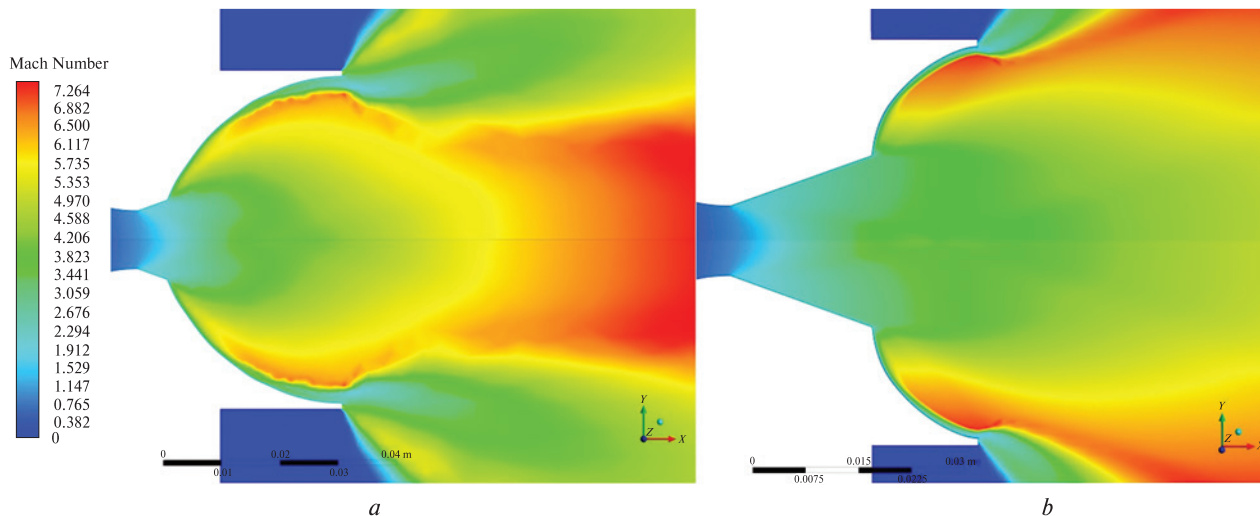


Figure 4. Distribution of Mach numbers of flows in nozzles № 1 (a) and № 2 (b) at inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa when operating in the upper atmosphere $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa

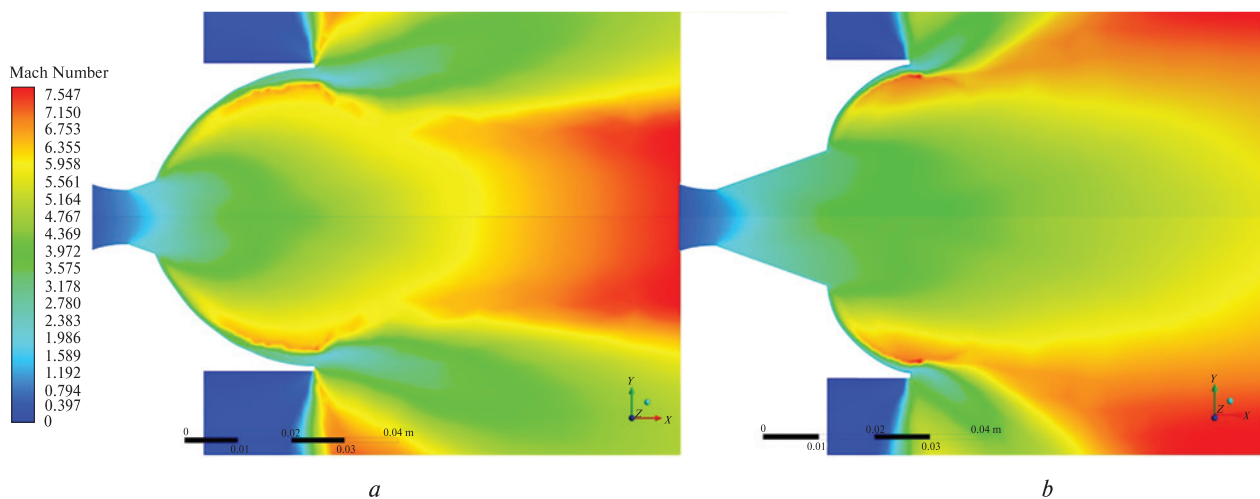


Figure 5. Distribution of flow Mach numbers in nozzles № 1 (a) and № 2 (b) at inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa when operating in the upper atmosphere of $P_H = 0.01 \cdot 10^5$ Pa

tion of the free boundary of the flow in accordance with a decrease in external pressure. One can note a more developed Prandtl-Meyer flow at the corner point of the nozzle with the above features for nozzles № 1 and № 2.

Simulation of the flow in a nozzle with a short tip with an increase in inlet pressure up to $P_H = 100 \times 10^5$ Pa (Fig. 6) showed that the wave structure of the flow is similar to the flow structure at $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa.

As for the flow at $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa (Fig. 2, b), for the flow at sea level at $P_0 = 100 \cdot 10^5$ Pa, a hanging “saddle-shaped” shock of low intensity and a clearly expressed first “barrel” are observed near the nozzle axis. There is also a zone of developed flow separation behind the corner point of entry into the tips with a large vortex.

For the flow in the upper layers of the atmosphere, $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa, with an increase in inlet pressure,

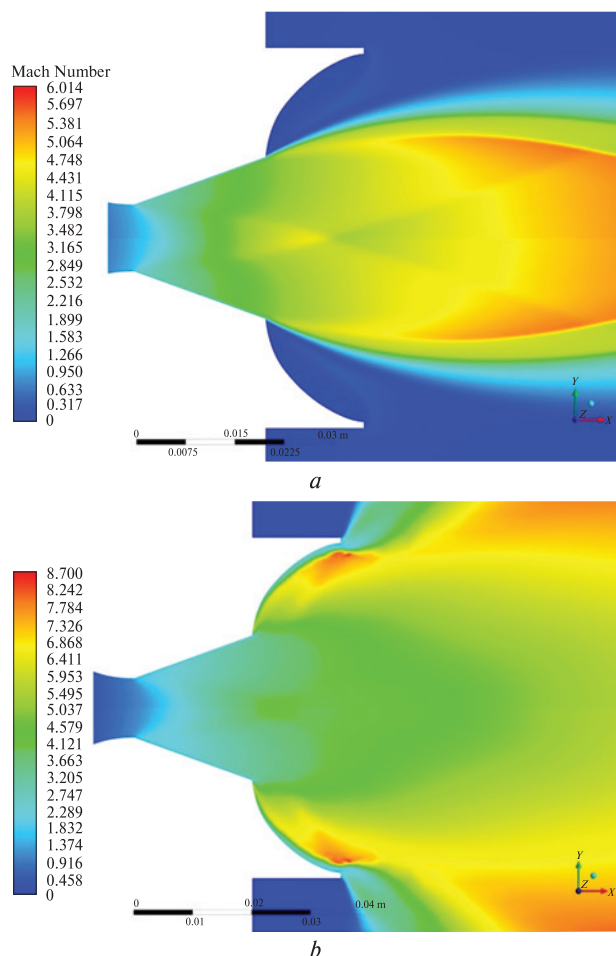


Figure 6. Distribution of flow Mach numbers in nozzle № 2 at inlet pressure $P_0 = 100 \cdot 10^5$ Pa when operating at sea level $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa (a) and in the upper atmosphere (b) at $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa

it's observed (as in the case of $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa, Fig. 4, b) a change in the shape of the first “barrel” and the absence of a hanging “saddle-shaped” shock of low intensity in the flow core.

The difference between the flow at $P_0 = 100 \cdot 10^5$ Pa and the flow at $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa consists mainly of a larger deviation behind the tip exit of the free flow boundary. There is also a slight difference in the structure of the flow outflowing from the high-pressure zone behind the detached shock in front of the tip wall.

Figures 7 and 8 show the distribution (along the nozzle radius) of the static pressure at the exit of the

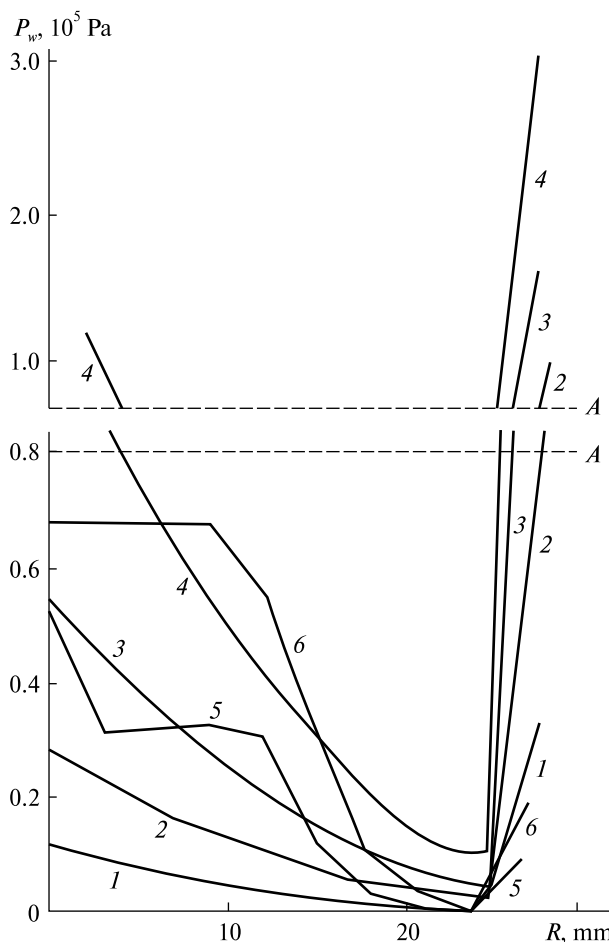


Figure 7. Distribution (along the radius) of the static pressure at the end of the shortened nozzle № 1 (curves 1–4) and № 2 (curves 5–6) with an external pressure $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa and inlet pressure $P_0 = 20 \cdot 10^5$ Pa (curve 1), $50 \cdot 10^5$ Pa (curve 2 and 5), $100 \cdot 10^5$ Pa (curve 3 and 6), $200 \cdot 10^5$ Pa (curve 4)

shortened nozzles № 1 and № 2 at different inlet pressure values and the pressure of the ambient space.

According to the distribution of static pressure on the tip end of nozzle № 1 and № 2 (Fig. 7) at pressures in front of the nozzle $P_0 = 20 \cdot 10^5$ Pa, $50 \cdot 10^5$ Pa, $100 \cdot 10^5$ Pa, and $200 \cdot 10^5$ Pa and at an external pressure $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa, it can be seen that the nature of the flow in the core is different for nozzles with different tip. For a nozzle with a long tip, the static pressure P_w monotonically decreases in all cases from the nozzle axis to the “inflection” point $0.9\bar{R} = 0.9 \cdot R/R_a$, where R is the current radius value, $R_a = 28$ mm is the tip wall radius at the outlet. As

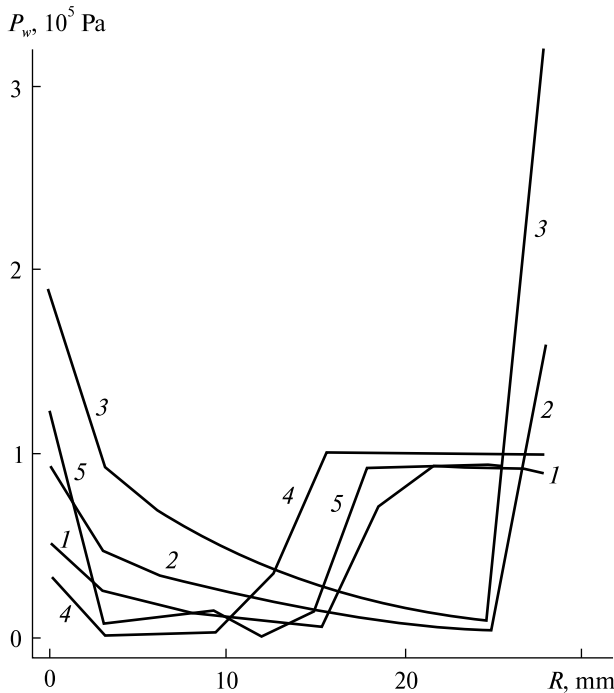


Figure 8. Distribution of flow static pressure (along the radius) at the end of the shortened nozzle № 1 (curves 1–3) and № 2 (curves 4–5) with external pressure $P_H = 1.0 \cdot 10^5$ Pa and inlet pressure $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa (curves 1 and 4), $100 \cdot 10^5$ Pa (curves 2 and 5), $200 \cdot 10^5$ Pa (curves 3 and 6)

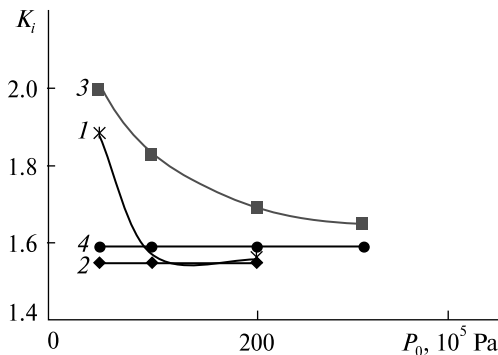


Figure 9. Impulse coefficients for nozzles № 1 and № 2 under different operating conditions: 1 – $l = 5$ mm, $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa; 2 – $l = 5$ mm, $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa; 3 – $l = 20$ mm, $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa; 4 – $l = 20$ mm, $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa

R increases, the pressure increases linearly up to a maximum value. In a nozzle with a short tip (nozzle № 2), the pressure from the axis decreases no monotonically (curves 5–6 in Fig. 7), regions of constant

pressure are observed, and the pressure level is proportional to the value of the inlet pressure. Further beyond the specified “inflection” point on the section, the pressure increases monotonically, but it is much less than for nozzle № 1. This character of the pressure distributions on the tip end correlates with the flow patterns in the nozzles given above.

Figure 8 shows the distribution of static pressure at the tip end section of nozzles № 1 and № 2 along the radius R when operating at sea level $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa and inlet pressures $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa, $100 \cdot 10^5$ Pa and $200 \cdot 10^5$ Pa.

The nature of the curves in Fig. 8 is slightly different from the corresponding curves in Fig. 7. For nozzle № 1 at $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa, the flow pressure from the nozzle axis to the point $\bar{R} \approx 0.55$ (curve 1) decreases monotonically, then to $\bar{R} \approx 0.8$ it increases to $0.85 \cdot 10^5$ Pa, after that it decreases slightly (to 0.82×10^5 Pa) to the tip end. At $P_0 = 100 \cdot 10^5$ Pa (curve 2) and $200 \cdot 10^5$ Pa (curve 3), the change in pressure along the radius at the tip exit is monotonous and similar to the change one at $P_H = 0.1 \cdot 10^5$ Pa (Fig. 7) with a slight change in the gradient at the point $\bar{R} \approx 0.11$.

For a short tip (nozzle № 2), the pressure distribution on its end section has no monotonic character. From the nozzle axis to the first point of monotony change $\bar{R} \approx 0.11$, the pressure decreases monotonically (curves 4, 5) with a gradient proportional to the inlet flow pressure. Next, there is a region of constant pressure up to $\bar{R} \approx 0.32$ (curve 4) and $\bar{R} \approx 0.43$ (curve 5). With a further increase in the radius to $\bar{R} \approx 0.57$ (curve 4) and $\bar{R} \approx 0.64$ (curve 5), the pressure increases monotonically. After that, the pressure does not change with increasing radius ($P_w \approx 0.9 \cdot 10^5$ Pa at $P_0 = 100 \cdot 10^5$ Pa and $P_w \approx 0.97 \cdot 10^5$ Pa at $P_0 = 50 \cdot 10^5$ Pa).

This character of the flow pressure distribution coincides with the distribution of the flow Mach numbers considered above (Fig. 2).

The analysis of impulse coefficients confirmed the conclusion about the influence of the conical part length of the shortened nozzle on impulse coefficients. In Fig. 9, curves 1 and 2 correspond to the impulse coefficient value of the shortened nozzle № 1 with a short conical part ($l = 5$ mm), curves 3 and 4 – K_i for nozzle № 2 ($l = 20$ mm). As the length of the conical part of the nozzle decreases, the im-

pulse coefficient decreases significantly during operation only at sea level (by 9.1—10.2 %) and slightly decreases during operation in the upper layers of the atmosphere (by 2.5 %). This nature of the change in impulse characteristics is explained by the change in the wave structure of the flow in the middle of the nozzle. An increase in the size of the developed separation flow zone (Fig. 2) in a nozzle with an elongated nozzle and, correspondingly, reduced sizes of the conical nozzle part leads to a loss of impulse. This coincides with the conclusion that was made earlier based on calculations of impulse characteristics of flows in shortened nozzles by approximating methods and experimental studies of flows in shortened nozzles [20].

CONCLUSIONS

A comparison of the wave structures of a supersonic gas flow is made in shortened nozzles with the same total length and with different lengths of tips formed by compression and stretching of the original bell-shaped tip for connecting with the long and short conical part of the base nozzle, respectively. Under operating conditions at sea level and pressure at the nozzle inlet $P_0 < 50 \cdot 10^5$ Pa, a large-scale vortex structure is observed in both nozzles, starting from the corner entry point into the nozzle. In a long nozzle,

in addition, a small-scale vortex is observed on the wall near its end. A barrel-shaped wave structure of hanging shocks with a closing Mach disk is formed in the flow in both nozzles, inside which a “saddle-shaped” wave structure of low intensity is observed. In the case of separated flow in the tip (at $P_0 < 50 \cdot 10^5$ Pa and $P_H = 1 \cdot 10^5$ Pa), the pressure on its wall in the separation zone is a little lower (by ≈ 5 –10 %) than the external pressure P_H .

The static pressure in the cross-section at the tip end of both nozzles is proportional to the pressure at the nozzle inlet operating in the upper layers of the atmosphere. From the nozzle axis to the point $\sim 0.89R/R_a$, the pressure decreases to a value corresponding to the pressure at the nozzle inlet. It then increases linearly to the nozzle wall flow pressure, which is also proportional to the nozzle flow inlet pressure. This is explained by the wave structure of the flows in the middle of the nozzles.

As the length of the conical nozzle part decreases, the impulse coefficient decreases significantly when operating at sea level and slightly decreases when operating in the upper layers of the atmosphere. The results of the calculations correlate satisfactorily with the conclusions obtained during experimental studies of flows in shortened nozzles with bell-shaped nozzles.

REFERENCES

1. Arora R., Vaidyanathan A. (2015). Experimental investigation of flow through planar double divergent nozzles. *Acta Astronautica*, **112**, 200–216.
2. Asha G., Naga Mohana D., Sai Priyanka K., Govardhan D. (2021). Design of minimum length nozzle using method of characteristics. *Int. J. Engineering Res. and Technology (IJERT)*, **10**, № 5, 490–495.
3. Emelyanov V. N., Volkov K. N., Yakovchuk M. S. (2022). Unsteady flow in a dual-bell nozzle with displacement of an extendible section from the initial to working position. *Fluid Dynamics*, **57** (Suppl. 1), 35–45.
4. Genin C., Stark R., Haidn O., Quering K., Frey M. (2013). Experimental and numerical study of dual bell nozzle flow. *Progr. Flight Phys.*, **5**, 363–376.
5. Génin Ch., Stark R. (2010). Experimental study on flow transition in dual bell nozzles. *J. Propulsion and Power*, **26**, 497–502.
6. Gogish L. V. (1966). Investigation of short supersonic nozzles. *Izvestiya Akademii nauk SSSR. Mehanika zhidkosti i gaza*, № 2, 175–180 [in Russian]
7. Hagemann G., Frey M., Koschel W. (2002). Appearance of restricted shock separation in rocket nozzles. *J. Propulsion and Power*, **18**, 577–584.
8. Hamitouché T., Sellam M., Kbab H., Bergheul S. (2019). Design and Wall Fluid Parameters Evaluation of the Dual-Bell Nozzle. *Int. J. Engineering Res. and Technology*, **12**, № 7, 1064–1074.
9. Hunter C. A. (2004). Experimental, theoretical and computational investigation of separated nozzle flows. *Proc. 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibition* (Cleveland, 2004). Paper № 1998-3107, 1–10.
10. Ihnatiev O. D., Pryadko N. S., Strelnikov G. O., Ternova K. V. (2022). Gas flow in a shortened Laval nozzle with a bell-shaped nozzle. *Technical mechanics*, № 2, 39–46.
11. 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. *Technical mechanics*, № 3, 35–46.
12. Kovalenko N. D., Strelnikov G. A., Gora Yu. V., Grebenyuk L. Z. (1993). *Gas dynamics of supersonic shortened nozzles*. Kyiv: Naukova dumka, 223 p. [in Russian]
13. Kumar M., Fernando D., Kumar R. (2013). Design and optimization of de Laval nozzle to prevent shock induced flow separation. *Adv. in Aerospace Sci. and Applications*, **3**, № 2, 119–124.
14. Narayan A., Panneerselvam S. (2012). Study of the effect of over-expansion factor on the flow transition in dual bell nozzles. *Int. J. Mech. Aerospace Ind. Mechatron. Manuf. Eng.*, **6**, № 8, 1591–1595.
15. 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.
16. Rao G. V. R. (1958). Exhaust Nozzle Contour for Optimum Flight. *Jet Propulsion*, **28**, № 6, 377–382.
17. Sergienko A. A., Sobachkin A. A. (1990). Profiling of short supersonic round nozzles. *Izd. vuzov. Aviats. Tehnika*, № 2, 62–64 [in Russian]
18. Sreenath K. R., Mubarak A. K. (2016). Design and analysis of contour bell nozzle and comparison with dual bell nozzle. *Int. J. Res. Eng.*, **3**, № 6, 52–56.
19. Stark R., Genin C., Wagner B., Koschel W. (2012). The altitude adaptive dual bell nozzle. *Proc. 16th Int. Conf. On the Methods of Aerophys. Res. (ICMAR 2012)*, 1–8.
20. Strelnikov G. A. (1993). *Adjustable short supersonic nozzles*. Dnepropetrovsk: DGU, 191 p. [in Russian]
21. Strelnikov G., Pryadko N., Ihnatiev O., Ternova K. (2022). Choice of a turbulence model for modeling complex flows in rocket engine nozzles. *Novel Res. in Sci.*, **10**, № 5, 1–4.
22. Strelnikov G. A., Pryadko N. S., Ternova K. V. (2023). Wave structure of the gas flow in a shortened nozzle with a long bell-shaped tip. *Techn. mechanics*, № 1, 14–23.
23. 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.
24. Verma S. B., Haidn O. (2014). Unsteady shock motions in an over-expanded parabolic rocket nozzle. *Aerospace Sci. and Technology*, **39**, 48–71.
25. Wilcox D. (2006) *Turbulence Modeling for CFD*. California : DCW Industries, Inc., 536 p.

Стаття надійшла до редакції 07.04.2023

Після доопрацювання 25.05.2023

Прийнято до друку 28.10.2023

Received 07.04.2023

Revised 25.05.2023

Accepted 28.10.2023

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, в.о. зав. відділу

ORCID 0000-0001-9810-1966

E-mail: strelaga38@ukr.net

К. В. Тернова, 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

ДОСЛІДЖЕННЯ НАДЗВУКОВОГО ПОТОКУ В УКОРОЧЕНИХ СОПЛАХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ ІЗ ДЗВОНОПОДІБНИМ НАСАДКОМ

Розглядається течія в укороченому соплі з дзвоноподібним насадком. Проведено порівняння хвильових структур надзвучового потоку газу в укорочених соплах з коротким і довгим насадками, утвореними стисненням і розтяганням вихідного дзвоноподібного насадка для з'єднання, відповідно, з довгою та короткою конічною частиною базового сопла при однаковій довжині сопла. В умовах роботи на рівні моря та малому тиску на вході в сопло ($P_0 < 50 \cdot 10^5$ Па) в обох насадках спостерігається великомасштабна вихрова структура, що починається від кутової точки входу в насадок. У довгому насадку, крім цього, спостерігається дрібномасштабний вихор на стінці біля його зрізу. У потоці в обох насадках формується бочкоподібна хвильова структура висячих стрибків із замикаючим диском Маха, усередині якої спостерігається сідлоподібна хвильова структура малої інтенсивності. При відривній течії в насадку (при $P_0 < 50 \cdot 10^5$ Па і $P_n = 10^5$ Па) тиск на стінці в зоні відриву дещо нижчий (на 5...10 %) від зовнішнього тиску P_n . При роботі двигуна у верхніх шарах атмосфери статичний тиск на зрізі обох насадків пропорційний до тиску на вході в сопло. У поперечному перерізі, починаючи від осі сопла до $0.89R/R_a$ (відношення поточного значення радіуса R до радіуса стінки насадку на виході R_a) тиск зменшується до значення, пропорційного тиску на вході в сопло. Потім він лінійно збільшується до значення тиску на стінці насадка, який пропорційний тиску на вході в сопло. Це пов'язано з хвильовою структурою потоку всередині насадка. Встановлено, що із зменшенням довжини конічної частини сопла коефіцієнт імпульсу сопла зменшується суттєво при роботі на рівні моря та незначно зменшується при роботі у верхніх шарах атмосфери. Результати розрахунків задовільно корелюють з результатами експериментальних досліджень течій у вкорочених соплах із дзвоноподібним насадком.

Ключові слова: укорочене сопло, насадок, надзвучовий потік, тиск, хвильова структура, імпульс.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.014>
УДК 621.454.2.046.2

О. М. МІНАЙ, нач. сектору, аспірант
ORCID: 0000-0002-4180-0149
E-mail: minayan1976@gmail.com

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

КЛАСИФІКАЦІЯ, ОСНОВНІ ТИПИ КОНСТРУКЦІЙ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

Політ космічного літального апарата характеризується чергуванням активних ділянок траєкторії, коли працює рушійна установка, та пасивних ділянок, на яких рідинні компоненти палива в баках перебувають під впливом мікрогравітації. Внаслідок різноманітних збурювальних факторів (дії аеродинамічних сил, сонячного вітру, внутрішніх гравітаційних сил, прискорення від двигунів системи орієнтації та стабілізації тощо) компоненти палива можуть займати у баках будь-яке положення. При цьому не виключена ситуація, коли газовий компонент палива може потрапити до витратної магістралі, що надалі може призвести до зриву повторного запуску рушійної установки і аварійного завершення місії. Тому майже обов'язковим елементом систем зберігання та живлення рідинними ракетними компонентами палива рушійної установки космічного літального апарата є засоби забезпечення суцільності палива, головним критерієм досконалості яких є величина залишків компонентів палива, які неможливо використати через порушення суцільності рідини на вході у рушійну установку.

Безпосередньо конструкція засобів забезпечення суцільності палива визначається внутрішньою геометрією бака та характеристиками пневмогідросистеми космічного літального апарата. Істотне ускладнення конструкції засобу забезпечення суцільності палива відбувається за наявності декількох факторів, які діють при виконанні польотного завдання космічним апаратом: багаторазовий запуск та зупинення рушійної установки, виконання складних маневрів в умовах різноспрямованих зовнішніх силових імпульсів, що якраз притаманне для космічних літальних апаратів багатоцільового призначення. Невизначеність положення та неоднозв'язність границь між газом наддуву і компонентами палива на момент запуску рушійної установки потребують додаткових способів для запобігання передчасного прориву газу у витратну магістраль з його подальшим потраплянням до рушійної установки.

За більш ніж п'ять десятиліть було розроблено засоби забезпечення суцільності палива, дія яких основана на різноманітних принципах. Найбільшого розповсюдження отримали засоби забезпечення суцільності палива капілярного типу. За цей час були вивчені основні фізичні принципи поведінки рідини під дією капілярних сил в умовах невагомості і визначені основні типи конструкцій засобів забезпечення суцільності палива та описано спектр завдань, які вони вирішують. У роботі пропонується класифікація основних типів конструкцій та призначення капілярних засобів забезпечення суцільності палива.

Ключові слова: капілярні засоби забезпечення суцільності палива, лопатки, капілярні насоси, колектори, накопичувачі, жолоби, сітчасті розділювачі фаз, капілярна утримна здатність.

Цитування: Мінай О. М. Класифікація, основні типи конструкцій та призначення капілярних засобів забезпечення суцільності палива. *Космічна наука і технологія*. 2024. 30, № 1 (146). С. 14—30. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.014>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Прогрес освоєння космосу значною мірою йде шляхом створення та запуску нових космічних літальних апаратів (КЛА) багаторазового використання, подовження термінів експлуатації КЛА (штучних супутників Землі телекомунікаційного зв'язку), а також розширення наявної (космічні станції) та створення нової космічної інфраструктури, її обслуговування та експлуатації [1, 15, 16, 27, 31, 49, 53, 60, 66].

При цьому на більшості КЛА використовуються, й вочевидь будуть використовуватися в найближчі десятиріччя рушійні установки (РУ) на рідкому паливі. У зв'язку з цим збільшення запасів палива на орбіті, збільшення строків експлуатації та багаторазове використання КЛА веде до подальшого зростання вимог, що пред'являються до систем зберігання та живлення рідинними ракетними компонентами палива (КП) РУ КЛА, а саме [1, 4]:

- забезпечення мінімальної маси систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА і залишків КП, що не випрацьовуються;
- максимальне використання внутрішнього об'єму паливних баків та зручність їхнього розташування в КЛА;
- працездатність систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА в агресивних середовищах;
- тривала експлуатація, велика кількість циклів «заповнення — спорожнення», та багаторазове використання систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА при мінімальних об'ємах відновлювальних робіт;
- економічність та технологічність виготовлення.

Окрім цього, слід враховувати, що політ КЛА характеризується чергуванням активних ділянок траєкторії, коли працює РУ, та пасивних ділянок, на яких рідинні КП в баках перебувають під впливом мікрогравітації та різноманітних збурювальних факторів (дії аеродинамічних сил, сонячного вітру, внутрішніх гравітаційних сил, прискорення від двигунів системи орієнтації та стабілізації тощо) можуть займати в них будь-яке положення. При цьому не виключена ситуація, коли газова фаза може потрапити до витрат-

ної магістралі (ВМ), що надалі може призвести до зриву повторного запуску РУ і аварійного завершення місії [1, 3, 4, 10, 11, 18, 23, 24].

Тому майже обов'язковим елементом систем зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА є засоби забезпечення суцільності (ЗЗС) палива, головним критерієм досконалості яких є величина залишків КП, що їх неможливо використати через порушення суцільності рідини на вході у РУ. Безпосередньо конструкція ЗЗС палива визначається внутрішньою геометрією бака та характеристиками пневмогідросистеми (ПГС) КЛА.

Істотне ускладнення конструкції ЗЗС палива відбувається під впливом декількох факторів, наявних при виконанні КЛА польотного завдання: багаторазовий запуск та зупинення РУ КЛА, виконання складних маневрів в умовах різноспрямованих зовнішніх силових імпульсів, що якраз притаманне для КЛА багатоцільового призначення.

Невизначеність положення та неоднозначність меж, між газом наддуву і КП на момент запуску РУ, потребують додаткових заходів для запобігання передчасного прориву газу у ВМ з його подальшим потраплянням до РУ [1, 4, 24].

Серед багатьох способів досягнення зазначених цілей можна виділити:

- використання ЗЗС палива на основі гнучких діафрагм, еластичних мішків, поршнів [1, 2, 10, 17, 24];
- керування положенням КП за допомогою штучно створюваних масових сил [1, 10, 18, 24];
- керування положенням КП за допомогою електростатичних сил [1, 10, 31, 51];
- керування положенням КП за допомогою капілярних засобів розділення фаз [1, 10, 52, 55, 64];
- використання відцентрових сепараторів [1, 10, 12, 23];
- використання засобів стабілізації положення центра мас КП [1, 10, 37].

За більш ніж п'ять десятиріч були розроблені ЗЗС палива, дію яких засновано на різноманітних принципах [2].

Водночас найбільшого розповсюдження отримали ЗЗС палива капілярного типу [1, 9, 19, 36,

52, 55, 64]. За цей час було вивчено основні фізичні принципи поведінки рідини під дією капілярних сил в умовах невагомості, визначено основні типи конструкцій ЗЗС палива та описано спектр задач, що вони вирішують [41, 43, 44, 45, 46, 49, 62, 63].

КЛАСИФІКАЦІЯ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

Праця капілярних ЗЗС палива заснована на використанні сили поверхневої взаємодії, тобто на капілярному перепаді тиску при переході через поверхню розподілу фаз, що використовується для утримання КП у визначеному місці баку. Таким чином, бак і капілярний ЗЗС палива проектується так, щоб в умовах космічного польоту сили поверхневої взаємодії були сумірні чи перевищували суму інших сил прикладених до рідини.

Капілярні ЗЗС палива мають ряд переваг над рештою систем орієнтації рідини в умовах мікрогравітації. Так, капілярні ЗЗС палива мають високу довговічність і простоту конструкції. Вони не мають рухомих частин, не вимагають для своєї роботи зовнішніх джерел енергії і слабо реагують на зміну інтенсивності поля масових сил. Вони допускають швидку перевірку своєї працездатності. При їхньому застосуванні потрібна кількість КП завжди залишається вільною від газових включень, що дозволяє здійснювати запуск РУ у будь-який необхідний час. Ефективний капілярний ЗЗС палива можливо розробити для будь-якої кількості запусків РУ, будь яких КП, та будь якого терміну експлуатації КЛА, враховуючи необхідність великої кількості циклів «заповнення — спорожнення» баків, та багаторазове використання системи зберігання та живлення рідинними ракетними КП РУ КЛА.

Таким чином, головною метою розробки капілярного ЗЗС палива є створення внутрішньобакових конструкцій, що забезпечують покриття достатньою кількістю рідини ЗЗС палива у момент запуску РУ для гарантованої подачі КП до неї без наявності газових включень. Капілярний ЗЗС палива, зокрема своєї основної функції та перерахованих вище властивостей, можуть застосовуватися для [1]:

- зменшення плескання КП в баках,
- створення конструкції, здатної локалізувати місце розташування центра мас КП,
- видалення КП від дренажного отвору при заправці баків в умовах невагомості.

Капілярні ЗЗС палива можливо класифікувати за загальною ієрархією, наведеною на рис. 1. За об'ємом функціональних вимог, яким повинні відповідати капілярні ЗЗС палива їх можна розподілити на три основні типи: локальні, тотальні та засоби стабілізаційні положення центра мас рідини [1].

Мінімальні вимоги пред'являються до локальних капілярних ЗЗС палива (рис. 2, а), які зазвичай забезпечують постачання рідкого ракетного палива без порушення суцільності з паливних баків до входу у ВМ і далі до маршової рідинної ракетної РУ розгінних ракетних блоків (РРБ) та РУ систем орбітального маневру (СОМ) КЛА. Вони повинні забезпечити багаторазовий запуск РУ в умовах мікрогравітації або незначних знакозмінних прискорень, а також її роботу протягом деякого проміжку часу, якого буде достатньо для перетікання основної маси рідини у бак до входу у ВМ. Таким чином, локальні капілярні ЗЗС палива можна визначити як конструкції, що здатні відібрати рідину без газових включень тільки з частини об'єму бака, його деякої локалізованої зони, або відсіку, який зветься накопичувачем («пасткою», або «стартовим кошиком»).

Локальні капілярні ЗЗС палива за умовою роботи є системами часткового утримання КП. Вони поділяються на два класи: ті, що не поповнюються, та ті, що поповнюються.

Пристрої, що не поповнюються, призначені для випадку, коли прискорення, прикладене до ступеня ракети-носія (РН), не осаджує КП на капілярний ЗЗС. Його обсяг розраховується на утримання в районі капілярного ЗЗС достатньої кількості КП, необхідного для виконання всієї програми включень РУ та маневрів ступеня.

Капілярний ЗЗС палива, що поповнюється, має обсяг, що забезпечує необхідну кількість КП для маневрів, що не викликають його осадження у проміжках між запусками РУ. З цією системою часто застосовують додаткові рідинні ракетні РУ малої тяги для створення передпускового при-

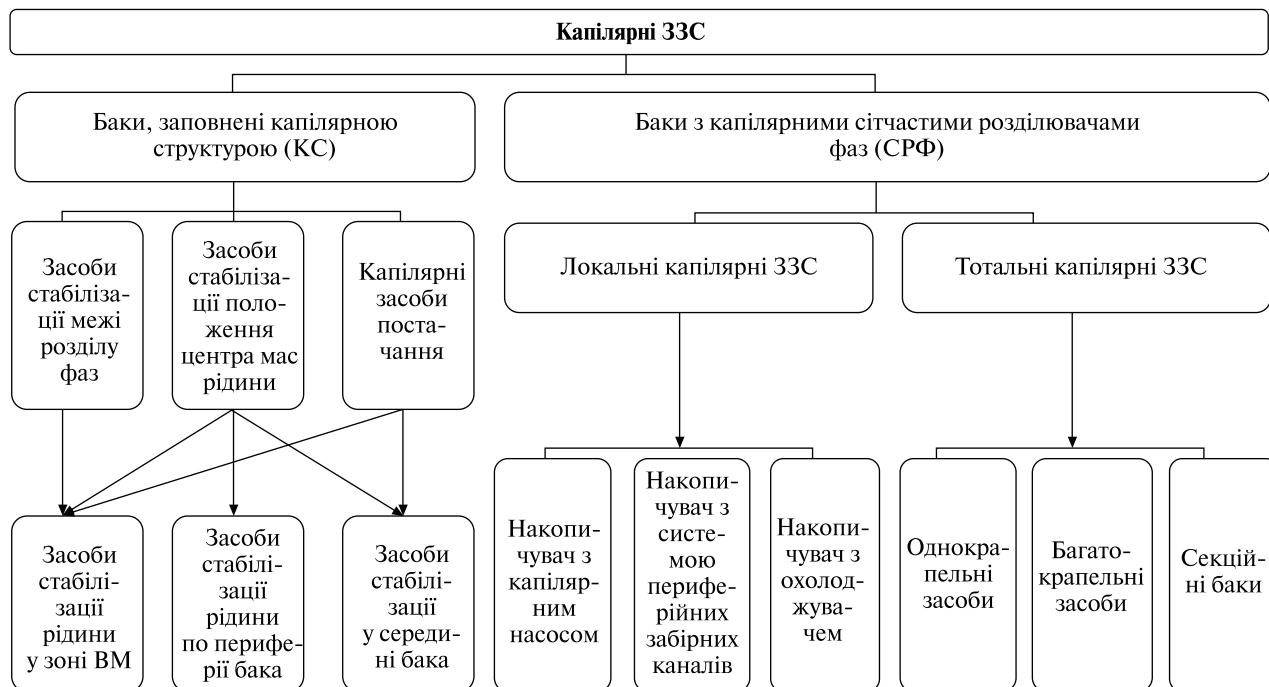


Рис. 1. Загальна ієрархія капілярних 33С палива

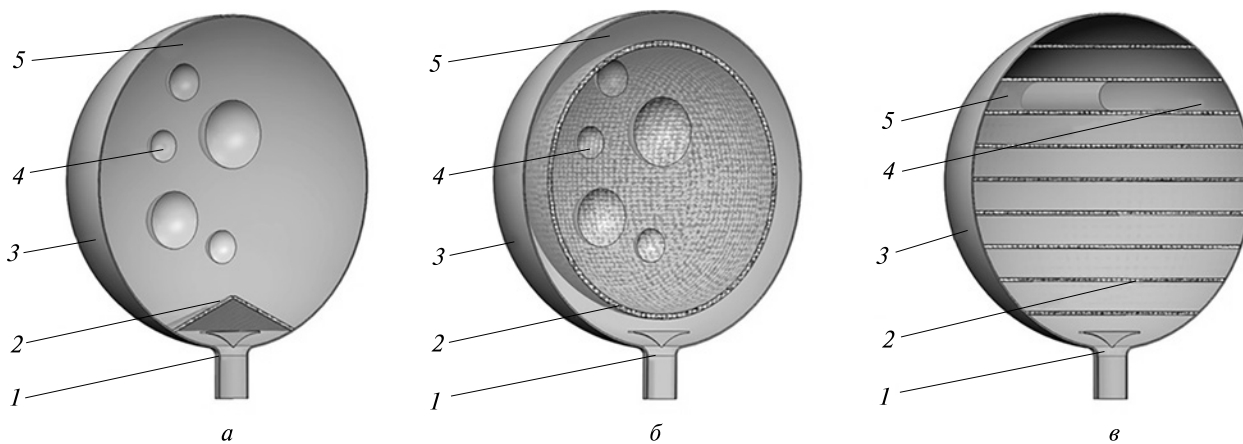
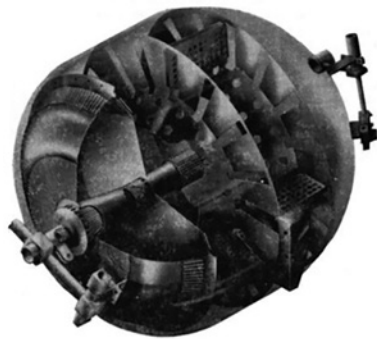


Рис. 2. Схематичне зображення капілярних 33С палива за об'ємом функціональних вимог локального типу (а), тотального (б) та стабілізаційні засоби положення центра мас рідини (в): 1 — вхід у ВМ, 2 — капілярний розділювач фаз (КРФ), 3 — стінка баку, 4 — газова фаза, 5 — рідкий КП

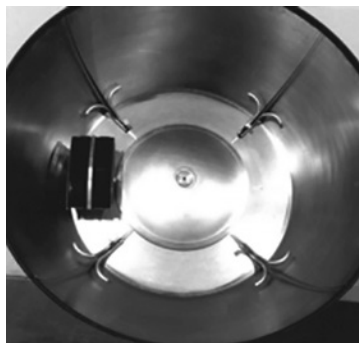
скорення та повторного заповнення капілярного 33С палива. Характерною конструкцією капілярного 33С палива, що поповнюється є 3-й ступінь РН «Циклон-4».

Капілярні 33С палива локального типу (рис. 2, а) було застосовано на КЛА «Apollo», РРБ «Age-

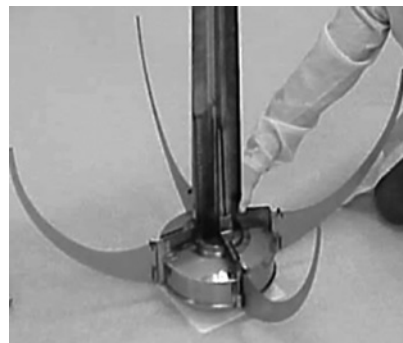
на», СОМ КЛА «Space Shuttle», на четвертому ступені міжконтинентальної балістичної ракети (МБР) «Peacekeeper» (рис. 3, а), РРБ «Centaug», третьому ступені РН «Циклон-4», штучних супутниках Землі (ШСЗ) телекомунікаційного зв'язку «Eurostar» (рис. 3, б), «Star 2» (рис. 3, в)



a



б



в



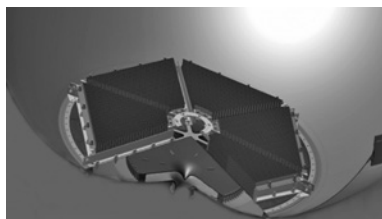
г



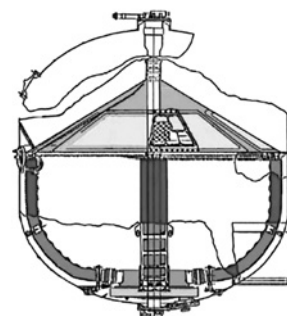
д



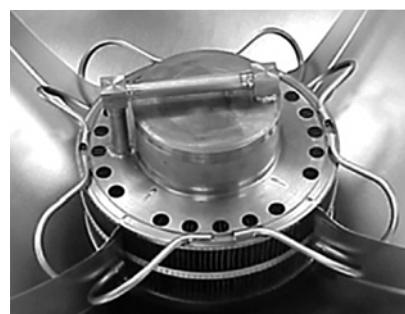
е



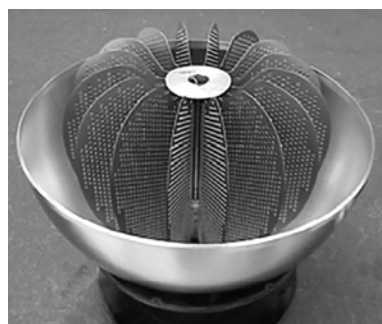
ж



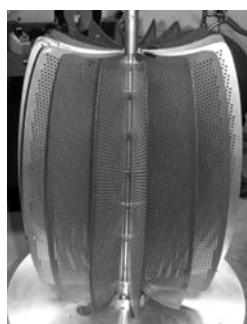
з



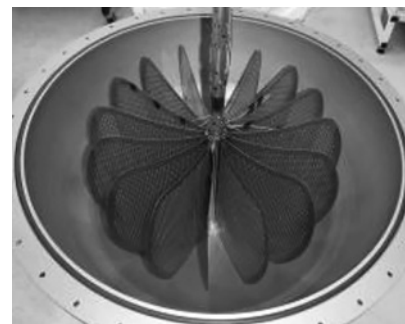
и



i



ї



ѓ

Рис. 3. Приклад різних типів капілярних ЗЗС палива за об'ємом функціональних вимог, втілених в конструкціях існуючих КЛА: *a* — МБР «Peacekeeper», *б* — ШСЗ «Eurostar», *в* — ШСЗ «Star 2», *г* — ШСЗ «Star 1», *д* — ШСЗ «Iridium», *е* — РСУ «Space Station Interim Control Module», *ж* — 3-й ступінь РН «Циклон – 4», *з* — СОМ КЛА «Space Shuttle», *и* — ШСЗ «SS/Loral», *i* — ДКА «Orbital Express», *ї*, *ѓ* — КТ «JWST» (дві модифікації) [1, 22, 43, 63, 64]

«SS/Loral», «Arabsat», «INSAT-1D» [1, 5, 20, 32, 34, 35, 36, 40, 41, 48, 53, 56, 62, 63].

Тотальні капілярні ЗЗС палива (рис. 2, б) використовуються для постачання палива у рідинні ракетні РУ ракетних систем управління (РСУ), які повинні вирішувати ширше коло завдань. В цих РУ капілярні ЗЗС забезпечують безперервний потік палива не лише для включення двигунів, яке, зазвичай, виконується при мікрогравітації, але й протягом всього періоду їхньої роботи, коли положення рідини у баку змінюється, і його важко передбачити. Для таких рідинних ракетних РУ РСУ і були розроблені тотальні капілярні ЗЗС палива, здатні виконувати відбір рідини, що перебуває у будь-якій зоні бака. Тотальні капілярні ЗЗС палива за умовою роботи є системами повного зв'язку КП.

Капілярні ЗЗС палива тотального типу було застосовано на РСУ КЛА «Space Shuttle», КЛА «Space Tag», РСУ КЛА «Буран», ШСЗ телекомунікаційного зв'язку «Star 1» (рис. 3, з), «Iridium» (рис. 3, д), «GOES», «INSAT», тимчасовій РСУ космічної станції «Space Station Interim Control Module» (рис. 3, е), космічному телескопі (КТ) «AXAF» [1, 5, 22, 38, 39, 41, 54, 62, 63].

Локальні та тотальні капілярні ЗЗС палива мають як свої переваги, так і недоліки, що обмежують границі їхнього застосування. Тому на практиці на цей час більшість капілярних ЗЗС палива, що розроблені і експлуатуються у складі КЛА, мають ознаки як локальних, так і тотальних ЗЗС палива. Тому їх можна виділити в окрему групу комбінованих капілярних ЗЗС палива.

Використання комбінованих капілярних ЗЗС палива у складі систем живлення КП КЛА зумовлене, перш за все, необхідністю безперервного постачання палива до РУ як на активних, так і на пасивних ділянках траєкторій польоту КЛА. За конструкцією схема таких засобів допускає постачання КП до двигунів РСУ та маршової РУ з одного спільного бака. Тому комбіновані капілярні ЗЗС палива мають як накопичувач, що поповнюється після кожного запуску маршової РУ, так і систему зв'язку накопичувача з основною масою палива для постійного підживлення двигунів РСУ.

За конструкцією та режимами роботи до комбінованих капілярних ЗЗС палива можна відне-

сти: третій ступінь РН «Циклон-4» (рис. 3, ж), СОМ КЛА «Space Shuttle» (рис. 3, з) та ШСЗ телекомунікаційного зв'язку «SS/Loral» (рис. 3, и).

Засоби забезпечення суцільності палива, що стабілізують положення центра мас рідини (рис. 2, в), повинні відповідати найжорсткішим вимогам, бо вони використовуються для постачання палива у рідинні ракетні РУ міжпланетних і орбітальних КЛА, в яких ракетне паливо складає значну частину від всієї маси апарата. Крім безперервного постачання КП до споживача, ці пристрої повинні забезпечувати мінімальну змінність положення центра мас рідини під час роботи двигунів РСУ, постійний контакт газової «подушки» з отвором для подачі газу та незначні плескання рідини під час запуску маршової РУ. ЗЗС палива, що стабілізують положення центра мас рідини, є внутрішньобаковими конструкціями, які, діючи на поверхню розділу фаз «рідина — газ», здатні впливати на взаємне положення рідини і газу всередині бака.

Засоби забезпечення суцільності палива, що стабілізують положення центра мас рідини, за умовою роботи є системами повного утримання КП. Пристрій ділить перегородками з вікнами, закритими сіткою, внутрішній об'єм бака на частини, в яких перебуває майже вся рідина при повністю заповненому баку.

Капілярні ЗЗС палива, що стабілізують положення центра мас рідини, було застосовано на КЛА «Viking Orbiter», КЛА «Jupiter Orbiter», дослідницькому космічному апараті (ДКА) «Orbital Express» (рис. 3, і), КТ «SDO» та «JWST» (рис. 3, ї, ү) [1, 5, 41, 62, 63].

ОСНОВНІ ТИПИ КОНСТРУКЦІЙ ТА ПРИЗНАЧЕННЯ КАПІЛЯРНИХ ЗАСОБІВ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СУЦІЛЬНОСТІ ПАЛИВА

Капілярні ЗЗС палива складаються із зварних конструкцій, встановлених у паливні баки. Ці конструкції зібрані з комбінації деталей, виконаних за допомогою механічної обробки, та різних варіацій капілярних розділювачів фаз (КРФ): листового фасонного матеріалу (жолобів, стільників, пелюсток, системи конусів, віял тощо), а також пористих елементів — перфорованих листів металу, пористих металів, сітчастих екранів,

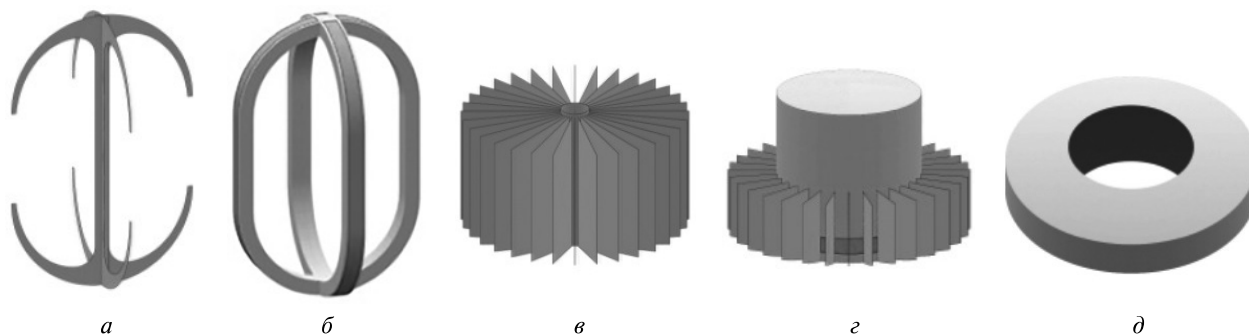


Рис. 4. Види конструктивного виконання капілярних ЗЗС палива: *а* — лопатки (vanes), *б* — капілярні насоси (galleries), *в* — колектори (sponge), *г* — накопичувачі («пастки», «стартові кошики», trap), *д* — жолоби (trough) [43, 63, 64]

комбінованих пористо-сітчастих металів [1, 13, 41, 52, 55, 64].

Конструктивне виконання капілярних ЗЗС палива відомих систем можна розділити на п'ять найпоширеніших видів: лопатки (vanes), капілярні насоси (galleries), колектори (sponge), накопичувачі («пастки», «стартові кошики», trap), жолоби (trough) (рис. 4).

Лопатки. Лопатки можна віднести до одного з видів капілярних насосів, які застосовуються при відносно невеликих прискореннях ($10^{-7} \dots 10^{-3}g$). Лопатки переміщують рідину в район ВМ з невеликою швидкістю течії. Рідина концентрується у вершинах двограних кутів, утворених поверхнями лопаток та внутрішньою поверхнею стінки бака. Форма лопатки повинна забезпечувати рух рідини у напрямку ВМ. Площа поверхні лопатки зростає у напрямку ВМ, збільшуючи радіус кривизни поверхні рідини, сконцентрованої у вершині двогранного кута. Двогранні кути, утворені поверхнями лопаток, у місцях їхнього перетину над ВМ вздовж осьової лінії бака забезпечують локалізацію рідини, необхідної для включення двигуна.

Невеликі бічні прискорення призводять до того, що рідина йде з двограних кутів одного боку стінки бака і збирається з іншого боку. Процес відбувається доти, поки гідростатичний тиск, викликаний прискоренням, не урівноважується капілярними силами. Коли прискорення зменшиться, маса рідини, зібрана на стінці бака, повинна перебувати в контакті хоча б з однією лопаткою, яка буде переміщати рідину

назад у район ВМ. З цієї умови вибирається мінімальна кількість лопаток, необхідна для надійного функціонування РУ.

Капілярні насоси. Капілярні насоси, як і лопатки, використовуються для переміщення КП всередині бака. Вони, на відміну від лопаток, застосовуються в космічних ступенях РН, які зазнають більших навантажень ($10^{-6} \dots 10^{-1}g$).

Капілярні насоси є профілями круглого або прямокутного перерізу, які розташовані меридіанах вздовж осі бака. На поверхні, зверненій до стінки бака, у капілярних насосах прорізано вікна, закриті сіткою. Газ, що потрапив у насос, не видаляється через сітчастий екран, тому вони заповнюються рідиною під час заправки та залишаються заповненими до повного випорожнення бака. Кількість капілярних насосів та їхнє розташування має забезпечувати постійний контакт КП щонайменше з одним із вікон.

Колектори. Колектори призначені для статичного утримання рідини за умови помірних ($10^{-3} \dots 10^{-2}g$) навантажень. Колектори є групою складових радіальних листових елементів або одного елемента, вигнутого у вигляді гофрованого віяла. Колектори можуть бути виконані з суцільного листового металу, а також з сіток. Канали, що звужуються, утворені елементами колектора, забезпечують надходження рідини до центра колектора без газових включень. Колектори часто використовуються у поєднанні з лопатками, насосами та накопичувачами як додаткові пристрої. Колектори необхідні у випадках, коли програма польоту викликає періо-

дичну ізоляцію маси КП від капілярних насосів. У цьому випадку кількість КП, яка утримується колектором, повинна забезпечувати РУ паливом до його поповнення.

Приватним випадком колекторів є стільниковий накопичувач, що є конструкцією, яка складається зі зварених між собою профільованих пластин, що утворюють замкнені осередки, відкриті з торців. Стільниковий накопичувач встановлюється над сітчастим екраном та забезпечує відбір КП з бака на пасивних ділянках польоту для живлення двигунів РСУ. На ділянках роботи маршової РУ стільниковий накопичувач повторно заповнюється паливом.

Накопичувачі. Накопичувачі застосовують для статичного утримання рідини при відносно великих (до $1g$) прискореннях. Накопичувач системи часткового утримання КП є контейнером, у суцільних стінках якого прорізано кілька вікон, закритих сітками. Вікна необхідні для наповнення та спорожнення накопичувача. Осередки сітки досить малі для утримання рідини при максимально очікуваних прискореннях під час польоту. Площа вікна розраховується з умови мінімуму суми динамічного та гідростатичного напорів для випадку максимальних величин витрат КП та польотних навантажень. Накопичувачі можуть використовуватися і у системах повного зв'язку КП. Накопичувач статично утримує КП при повному або частковому його заповненні та накопичує газ, коли спорожнюється.

Системи повного утримання КП з накопичувачем застосовуються лише тоді, коли програма керування ступенем РН включає маневри, що викликають бічні та позитивні осьові навантаження, у яких КП осідає у бік ВМ. Вони не застосовуються, коли вектор прискорень спричиняє локалізацію КП у районі верхнього днища бака. В останньому випадку обсяг залишку КП, що не забирається, значно збільшується. При дії бокового навантаження газова порожнина, що має сплюснуту форму, рухається в напрямку, протилежному напрямку вектору прискорення, усередині верхнього відділення, заповненого рідиною. Ця порожнина зростає в діаметрі в міру спорожнення бака, а при досягненні нею свого найбільшого розміру площа течії рідини змен-

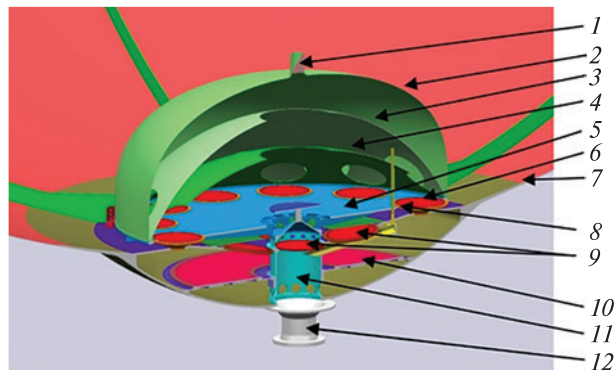


Рис. 5. Конструктивна схема капілярного ЗЗС палива бака окислювача РРБ А5МЕ: 1 — дренажний отвір, 2 — зовнішня стінка накопичувача, 3 — 1-й внутрішній конус накопичувача, 4 — 2-й внутрішній конус накопичувача, 5 — розмежувальна пластинка, 6 — «вікно» перекрите сітчастим екраном, 7 — стінка баку, 8 — внутрішня перегородка, 9 — центральні отвори перекриті сітчастим екраном, 10 — сітчастий екран спрямування потоку рідини на вході у ВМ, 11 — сепаратор на вході у ВМ, 12 — вихід у ВМ

шується, динамічний напір перевищує утримну капілярну силу, і газ проникає в наступний відсік. Процес повторюється у кожному відсіку, доки останній не спорожниться.

Окремим випадком накопичувачів є сітчастий екран, що встановлюється над ВМ та утримує КП в районі забірної отвору на пасивних ділянках траєкторії польоту.

Жолоби. Жолоби за своїми функціями подібні до накопичувачів і колекторів. Вони утримують рідину в умовах великих перевантажень як накопичувачі, і можуть поповнюватися як колектори. Поповнення жолобів відбувається за допомогою капілярних насосів та лопаток. Жолоби зазвичай застосовуються в умовах впливу великих бічних перевантажень, перпендикулярних до осі бака. За конструкцією жолоб є круглим або прямокутним профілем, розташованим співвісно з центральною віссю бака. Жолоб може бути відкритий збоку та обов'язково відкритий знизу. Він випорожнюється під дією передпускового навантаження через донні отвори, закриті сіткою. Жолоби можуть використовуватися у поєднанні з пастками, лопатками, капілярними насосами та колекторами.

На практиці при проектуванні капілярних ЗЗС палива для виконання складних програм сучасних космічних місій активно застосовуються різноманітні варіанти комбінацій основних типів ЗЗС за об'ємом функціональних вимог та видів їхнього конструктивного виконання. Прикладом такого підходу може бути капілярний ЗЗС палива, що розробляється космічними інженерами Євросоюзу для РРБ РН «Ariane 5» (A5ME) (рис. 5). Його буде оснащено новою рідинною ракетною РУ VINCI, щоб мати можливість багаторазово включати її в умовах невагомості (мікрогравітації) [27—29].

Капілярний ЗЗС палива бака окислювача (LO_x) РРБ A5ME — це накопичувач, що поповнюється. Дві внутрішні конічні перегородки розділяють верхню порожнину накопичувача на три відсіки. Всередині відсіків рідина може вільно перетікати скрізь отвори у основі конусів. Внутрішні конуси встановлено на багатошарову пластину (перегородку), яка відділяє верхній відділ накопичувача від меншого нижнього. Рідина може перетікати від верхнього до нижнього відділу крізь «вікна», перекриті гофрованими сітчастими екранами. Гофрування збільшує загальну площу сітки та зменшує втрати тиску на ній. Сепаратор на вході у ВМ оснащено дренажним трубопроводом, який па пасивних ділянках траєкторії дренує газ, що підіймається від РУ у бак.

Деякі перегородки (лопатки) розташовано за межами накопичувача. Вони керують рідиною під час балістичної фази траєкторії та підтримують процес поповнення накопичувача. Також вони служать для рівномірності розподілу рідини на вході у накопичувач. Така конструкція капілярного ЗЗС палива також здатна утримувати рідину у накопичувачі при осьовому обертанні РРБ.

Наведений вище огляд свідчить про значне різноманіття конкретних конструкцій капілярних ЗЗС палива, що використовуються на сьогоднішній час у системах живлення рідинних ракетних РУ КЛА.

Проте найчастіше капілярні ЗЗС палива є розділювальними перегородками з «вікнами», капілярними насосами, накопичувачами, або жолобами, перекритими тканими металевими сітками, які є одним з найпоширеніших і най-

кращих матеріалів для застосування як КРФ [1, 14]. КРФ, основним робочим елементом яких є металеві ткани сітки з чарунками мікронних розмірів, називають сітчастим розділювачем фаз (СРФ).

Застосування сіток як основні робочі елементи КРФ з-поміж інших матеріалів має ряд переваг: ефективна робота у широкому діапазоні динамічних навантажень, висока капілярна утримна здатність (КУЗ) при порівняно невеликій масі конструкції, довговічність, мінімальний час підготовки двигуна до включення, універсальність та надійність. Серед недоліків: складність конструкції, відносно велика вартість, необхідність довготривалого експериментального відпрацювання.

Капілярна утримна здатність — це здатність запобігати проникненню вільних парогазових включень через чарунки сітки, в умовах зовнішніх силових впливів на КП. Капілярна утримна здатність залежить від розміру чарунки, матеріалу дротів та чистоти їхньої поверхні, типу та температури КП [1, 51, 52] і є найважливішим параметром, що безпосередньо визначає працездатність як безпосередньо СРФ, так і капілярного ЗЗС палива у цілому.

Металеві ткани сітки, що використовуються у СРФ, виготовляються в досить широкому діапазоні типів плетін (структур) дротяної тканини (рис. 6). Найрозповсюдженіші сітки мають квадратні або нульові (так звані «фільтрові») чарунки. Особливістю перших з них є те, що дроти основи та утока мають рівні діаметри і розташовані на однаковій відстані одне від одного. «Фільтрові сітки» характеризуються тим, що дроти одного з напрямків (утока) прилягають один до одного настільки щільно, що між ними практично немає просвіту. За структурою сітки з квадратними чарунками поділяються на два типи плетіння: полотняне та саржеве (Plain Square та Twill Square відповідно) [1, 6, 8, 42, 60]. «Фільтрові сітки» поділяються на три типи плетіння: полотняне голландське, саржеве та зворотне саржеве голландське (Plain Dutch, Dutch Twill та Reverse Plain Dutch відповідно) [1, 7, 61].

Полотняне плетіння (рис. 6, а) є найпоширенішим і найпростішим для плетіння. Це стан-

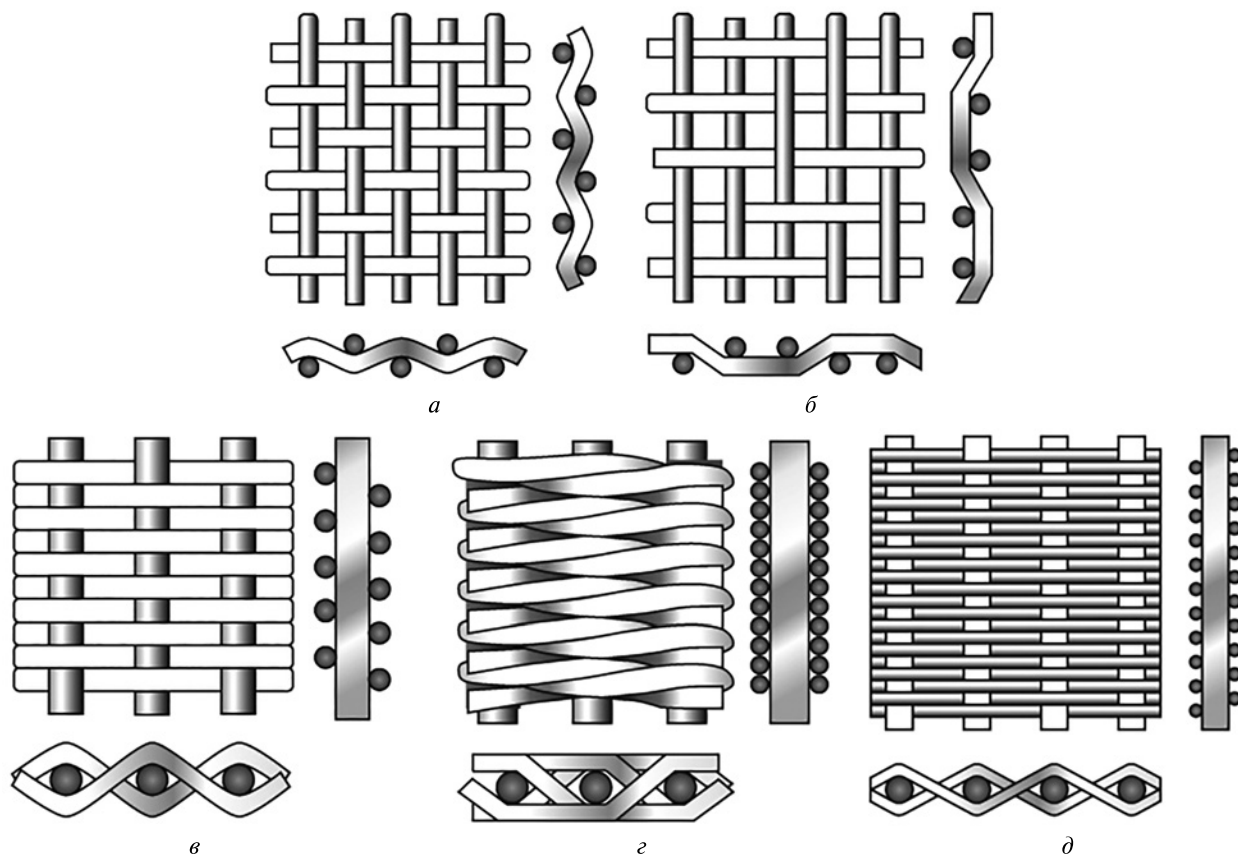


Рис. 6. Плетіння (структура) дротяної тканини: а — полотняне, б — саржеве, в — полотняне голландське, г — саржеве голландське, д — зворотне полотняне голландське [1, 58]

дартний тип плетіння для дротяної тканини, в результаті якого утворюються квадратні отвори з однаковими розмірами дроту в обох напрямках. Кожен дріт основи проходить по черзі поверх і під дротами утока під прямим кутом в обох напрямках.

Саржеве плетіння дротяної тканини (рис. 6, б) — метод плетіння, у якому утоковий дріт проходить вище та нижче двох дротів основи, утворюючи квадратні отвори та діагонально сплетені візерунки, які виглядають як саржа. Саржеве плетіння може бути виготовлене з металевого дроту більшого діаметра, ніж полотняне, що може зробити сітку більш стабільною та отримати більшу міцність, щільність і стійкість до корозії.

Плотняне голландське плетіння дротяної тканини (рис. 6, в) — це метод щільного плетіння. Діаметр дроту утока менший за діаметр дроту

основи, що дозволяє основі бути ближче одна до одної, таким чином утворюючи дуже щільний, рівний верхній і нижній малюнок. Плотняне голландське плетіння не має прямих прозорих отворів, як звичайне полотняне. Навпаки, цей метод плетіння створює звивистий шлях, завдяки якому можна досягти вищих значень КУЗ. Водночас він забезпечує в рази вищу механічну міцність, ніж інші поширені способи плетіння.

Саржеве голландське плетіння дротяної тканини (рис. 6, г) — це стиль плетіння, подібний до полотняного голландського. Виготовляється за допомогою саржевого плетіння, коли утоковий дріт меншого діаметра все ще використовується і проходить через два дроти основи, роблячи утки щільнішими, що дозволяє досягти меншого розміру чарунок, не впливаючи на товщину тка-

нини. Порівняно з полотняним голландським плетіння щільніше, а ефект фільтрації точніший.

Зворотнє полотняне голландське плетіння (рис. 6, д) — цей метод та метод полотняного голландського плетіння приблизно однакові, єдина відмінність полягає в тому, що дріт основи та дріт утока розташовані протилежно (діаметр дроту основи менший за діаметр дроту утока). Порівняно з полотняним голландським плетінням утокавий дріт більшого діаметра сплетений щільніше.

Сітки з квадратними чарунками мають більші переваги над «фільтровими сітками» при використанні у капілярних ЗЗС плетіння, що застосовуються у КЛА з РУ, які працюють на висококиплячих КП — це низьке значення гідравлічних втрат тиску та нижчі вимоги до чистоти КП. У КЛА з РУ, які працюють на низькокиплячих (кріогенних) КП, для забезпечення більшого значення КУЗ та вищого ступеня фільтрації зазвичай використовують «фільтрові сітки».

ВИСНОВКИ

Як свідчить наведений вище аналіз класифікації, основних типів конструкції та призначення

капілярних ЗЗС палива, більшість з них використовує СРФ як КРФ. Тому саме проєктні параметри СРФ будуть визначати тактико-технічні характеристики всього капілярного ЗЗС палива. Таким чином, при розробці нових конструкцій капілярних ЗЗС палива дослідження функціонування СРФ в різноманітних умовах експлуатації КЛА та створення спрощених математичних моделей реальних фізичних процесів, що відбуваються у сітках при контакті з КП, є перспективною задачею, якій слід приділяти першочергову увагу. Це допоможе досягти оптимальних характеристик капілярних ЗЗС палива та знизити витрати на їхню розробку [1, 33, 58].

Для втілення результатів цих досліджень і розроблених на їхній основі математичних моделей у інженерні методики проєктування та розрахунку вони повинні носити фундаментальний характер та спиратися, у першу чергу, на дані експериментальних випробувань [1, 25]. Це дозволить розрахувати проєктні характеристики капілярних ЗЗС палива, основним робочим елементом яких є СРФ, швидко та з високою точністю.

ЛІТЕРАТУРА

1. Багров В. В., Курпатенков А. В., Поляев В. М. и др. *Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических летательных аппаратов*. Под. ред. В. М. Поляева. М.: УНПЦ «Энергомаш», 1997. 328 с.
2. Беляев Н. М. *Расчет пневмогидравлических систем ракет*. М.: Машиностроение, 1983. 219 с.
3. Биркгоф Г., Сарантанелло Э. *Струи, следы и каверны*. М.: Мир, 1964. 466 с.
4. Валов А. А., Савушкин Н. Ф. Системы питания, использующие силы поверхностного натяжения: обзор по материалам иностранной научно-технической и патентной информации. *Голов. отдел науч.-техн. инф.*—4. Сер. III. 1987. № 20. 73 с.
5. Гаркуша В. А., Шевченко Б. А., Рада Н. А., Овоц Н. А. Средства обеспечения сплошности компонентов топлива зарубежных космических летательных аппаратов. Обзор по материалам открытой печати за 1967—1981 гг. *Голов. отдел науч.-техн. инф.*—3. Сер. I. 1983. № 229 (28). 44 с.
6. Головки М. П. *Товарознавство одяго-взуттєвих товарів*: навч. посіб. Харків: Харків. держ. ун-т харч. та торгівлі, 2015. 459 с.
7. ГОСТ 3187—76. *Сетки проволочные тканые фильтровые*. М.: Изд-во стандартов, 1976. 6 с.
8. ГОСТ 6613—86. *Сетки проволочные тканые с квадратными ячейками*. М.: Изд-во стандартов, 1986. 11 с.
9. Давыдов С. А., Горелова К. В. История совершенствования конструкций и перспективы использования средств обеспечения сплошности топлива на основе капиллярных сил. *Вісник Дніпропетровського ун-ту. Сер. Історія і філософія науки і техніки*. 2012. 20. С. 160—164.
10. Ковалевский М. М. Проблемы термостатирования баков в условиях малых перегрузок путем дренирования части компонента в окружающее пространство: обзор по материалам иностранной печати. *Голов. отдел науч.-техн. инф.* 1970. № 4. 48 с.
11. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьёв Е. В. *Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок*. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.

12. Краев М. В., Кишкин А. А., Мелкозеров М. Г. Гидродинамика двухфазного потока в камере пассивного фазоразделителя. *Изв. вузов. Авиационная техника*. 2002. № 3. С. 22—26.
13. Новиков Ю. М., Большаков В. А. Комбинированные пористые сетчатые металлы. *Безопасность в техносфере*. 2010. № 5. С. 34—37.
14. Патент России № 2165871. Гришин В. М., Подобедов Г. Г., Перфильев Л. А. и др. Устройство для разделения жидкости и газа в условиях невесомости. Заявл. 17.04.2000, опубл. 27.04.2001.
15. Платов И. В., Симонов А. В. Разработка конструкции двигательных установок и траекторий космических аппаратов проекта «Лаплас-II» для исследований планетарной системы Юпитера. *Вестн. СибГАУ. Сер. Авиационная и ракетно-космическая техника*. 2016. 17, № 3. С. 710—721.
16. Платов И. В., Симонов А. В. Разработка двигательной установки на базе двигателей малой тяги и схемы полёта космических аппаратов к центру Солнечной системы. *Сиб. журн. науки и технологий. Сер. Авиационная и ракетно-космическая техника*. 2018. 19, № 3. С. 517—525. <https://doi.org/10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525>
17. Полухин Д. А., Орешенко В. М., Морозов В. А. *Отработка пневмогидравлических систем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД*. М.: Машиностроение, 1987. 248 с.
18. Ринг Э. *Двигательные установки ракет на жидком топливе*. М.: Мир, 1968. 404 с.
19. Сапожников В. Б., Крылов В. И., Новиков Ю. М., Ягодников Д. А. Наземная отработка капиллярных фазоразделителей на основе комбинированных пористо-сетчатых материалов для топливных баков жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней ракет-носителей, разгонных блоков и космических аппаратов. *Инж. журн.: Наука и инновации*. 2013. Вып. 4. С. 1—15.
20. Седых И. В., Назаренко Д. С., Смоленский Д. Э. Особенности экспериментальной отработки процесса осаждения компонентов топлива в баках космических ступеней ракет. *Космич. техн. Ракетное вооружение*. 2019. № 2. С. 35—41. <https://doi.org/10.33136/stma2019.02.035>
21. Седых І. В. Вибір проектних параметрів інерційних засобів забезпечення суцільності палива в баках космічних ступенів ракет-носіїв: дис. канд. техн. наук. Дніпро: ДП «КБ «Південне», 2021. 214 с.
22. Семенов Ю. П., Лозин-Лозинский Г. Е., Лапыгин В. Л., Тимченко В. А. *Многоразовый орбитальный корабль «Буран»*. М.: Машиностроение, 1995. 447 с.
23. Челомей В. Н., Полухин Д. А., Миркин Н. Н., Орешенко В. М., Усов Г. Л. *Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями*. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.
24. Шевченко Б. А. Расчетный и экспериментальный метод разработки средств забора компонентов из баков летательных аппаратов с жидкостным ракетным двигателем: дис. канд. техн. наук. Днепропетровск, 1990. 209 с.
25. Янке Е., Эмде Ф., Леш Ф. *Специальные функции*. М.: Наука, 1977. 344 с.
26. Abrego A., Bair C., Hink A., et al. *Project Hyreus. Mars sample retechnical specification mission utilizing in site technical specification propellant production*. Washington: Univ.; Dept. of Aeronautics and Astronautics. NASA-CR-197189. 1993. 383 p.
27. Behruzi P., Dodd C., Netter G. Future Propellant Management Device Concepts for Restartable Cryogenic Upper Stages. 43th. Joint Propulsion Conf. & Exhibit (8—11 July 2007, Cincinnati, OH). AIAA/ASME/SAE/ASEE. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5498>
28. Behruzi P., Klatte J., Fries N., Netter G., Kranz T. Cryogenic Propellant Management during Ballistic Flight Phases. 48th Joint Propulsion Conf. & Exhibit (30 July—01 August 2012, Atlanta, Georgia). AIAA/ASME/SAE/ASEE. 14 p. <https://doi.org/10.2514/6.2012-4047>
29. Behruzi P., Klatte J., Fries N., Schütte A., Köhler H. Cryogenic Propellant Management Sounding Rocket Experiments on TEXUS 48. 49th Joint Propulsion Conf. (July 14—17, 2013, San Jose, CA). AIAA/ASME/SAE/ASEE. 19 p. <https://doi.org/10.2514/6.2013-3904>
30. Bienhoff D. *The future of commercial space transportation*. URL: <https://www.thespacereview.com/article/3776/1> (Last accessed: 06.06.2023).
31. Blackmon J. B. Collection of liquid propellant in zero gravity with electric forces. *AIAA Paper*. 1984. № 265. P. 391—398. <https://doi.org/10.2514/3.28190>
32. Blatt M. H., Audelott J. C. Centaur propellant acquisition system. *J. Spacecraft and Rockets*. 1976. 13, № 9. P. 515—521.
33. Chapter J. J., Rider S. B. Surface tension propellant management system computerized flow analysis. 16th Joint Propulsion Conf. *AIAA Paper*. 1980. № 1098. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.1980-1098>
34. Chato D. J. The role of flight experiments in the development of cryogenic fluid management technologies. *Cryogenics*. 2006. 46, № 2—3. P. 82—88.
35. DeBrock S. C. A survey of current developments in surface tension devices for propellant acquisition. *AIAA Paper*. 1970. № 685. P. 83—98. <https://doi.org/10.2514/3.30226>

36. DeBrock S. C., Grove R. K. Capillary propellant management for integrated primary and secondary propulsion systems. *J. Spacecraft and Rockets*. 1975. **12**, № 5. P. 261—270. <https://doi.org/10.2514/3.56972>
37. Dowdy M. W., De-Brock S. C. Selection of a surface tension propellant management system for the Vicing-75 Orbiter. *J. Spacecraft and Rockets*. 1973. **10**, № 9. P. 549—558.
38. Ellion M. E., Trizell D. P., Mager E. An improved technique for propellant management for body stabilized spacecraft. *AIAA Paper*. 1977. № 850. 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1977-850>
39. Fester D. A., Villars A. D., Uney P. E. Surface tension propellant acquisition system technology for Space Shuttle reaction control tanks. *AIAA Paper*. 1975. № 1196. P. 522—527. <https://doi.org/10.2514/3.57117>
40. Gravlee M., Vera C., Wollen M., McLean C., Walls L. Micro-gravity cryogenic experiment opportunity. *AIAA Paper*. 2010. № 8838. 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2010-8838>
41. 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.org/10.2514/1.A33750>
42. *Industrial woven wire cloth*. Technical requirements and testing. ISO 9044:2016.
43. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Vanes. 27th Joint Propulsion Conf. (June 24—26, 1991, Sacramento, CA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-91-2172*. 12 p. <https://doi.org/10.2514/6.1991-2172>
44. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Sponges. 29th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (June 28—30, 1993, Monterey, CA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-93-1970*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1993-1970>
45. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Traps and Troughs. 31th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (July 10—12, 1995, San Diego, CA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-95-2531*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1995-2531>
46. Jaekle D. E. Jr. Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Galleries. 33th Joint Propulsion Conf. and Exhibit. (July 6—9, 1997, Seattle, WA). AIAA/SAE/ASME/ASEE. 13. *AIAA-97-2811*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1997-2811>
47. Kornuta D., Abbud-Madrid A., Atkinson J., et al. *Commercial lunar propellant architectechnical specificationre. A collaborative stechnical specificationdy of lunar propellant production*. 2019. 77 p. <https://doi.org/10.1016/j.reach.2019.100026>
48. Kutter B., Zegler F., Sakla S., Wall J., Saks G., Duffey J., Hopkins J., Chato D. J. Settled Cryogenic Propellant Transfer. *AIAA Paper*. 2006. № 4436. 8 p.
49. Levich V. G. Physicochemical Hydrodynamics. Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N. J., 1962. 700 p.
50. *Lunar market assessment: market trends and challenges in the development of a lunar economy*. URL: <https://www.pwc.com.au/industry/space-industry/lunar-marketassessment-2021.pdf> (Last accessed: 06.06.2023).
51. Melcher J. R. Dielectroforetic liquid expulsion. *J. Spacecraft and Rockets*. 1969. **6**, № 9. P. 961—967.
52. *Patent Bundesrepublik Deutschland № 2506489*. Laaber D. G., Hivert A. P. Selbstentleerender Behälter für Ranumfahrzeuge. Declared 15.02.75; publ. 17.08.78.
53. *Patent USA № 3353350*. Grove R. K., Collins W. S., DeBrock S. C. Sump for space vehicles. Declared 08.05.65; publ. 21.11.1967.
54. Regnier W. W., Hess D. A. Design and development of a passive propellant management system. *J. Spacecraft and Rockets*. 1978. **15**, № 5. P. 299—304.
55. Rollins J., Grove R., Jaekle D. Twenty-three years of surface tension propellant management system design, development, manufacture, test, and operation. *21st Joint Propulsion Conf*. 1985. 9 p. <https://doi.org/10.2514/6.1985-1199>
56. Sakla S., Kutter B., Wall J. Centaur Test Bed (CTB) for cryogenic fluid management. *AIAA Paper*. 2006. № 4603. 5 p. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4603>
57. *Schemes of types weaving of mesh screen*. 2020. URL: <https://www.marcospecialtysteel.com/wire-mesh-crimp-and-weave-styles/> (Last accessed: 06.06.2023).
58. Schutze H. Strukturmechanische auslegung des triebstofforder-ungssystems eines oberflachen spannungstanks. *Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*. 1982. **6**, № 3. P. 160—167.
59. Snead J. M., Hellman B. H. Near-future reusable space logistics vehicles. *43rd Propulsion Conf. & Exhibit*. AIAA/ASME/SAE/ASEE. 2007. P. 1—20. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5847>
60. *Standard specification for industrial woven wire cloth*. ASTM E 2016 — 20. 2020.
61. *Standard guide for industrial woven wire filter cloth*. ASTM E 2814 — 18. 2018.
62. Tam W., Behruzi P., 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. 25 p.
63. Tam W., Jaekle D. Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*. 2018. 24 p.

64. Tegar J. R., Wright N. T. Double perforated plate as a capillary barrier. *19th Joint Propulsion Conf.* 1983. № 1379. 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1983-1379>
65. *Zombie Satellites Return From the Graveyard. Mission Extension Vehicles give dead spacecraft a new lease on life.* URL: <https://spectrum.ieee.org/zombie-satellites-return-from-the-graveyard#toggleldpr> (Last accessed: 06.06.2023).

REFERENCES

1. Bagrov V. V., Kurpatenkov A. V., Polyaev V. M., et al. (1997). *Capillary systems for extracting fluid from spacecraft tanks*. Ed. V. M. Polyaev. M.: UNPC «Energomash», 328 p. [in Russian].
2. Belyaev N. M. (1983). *Calculation of pneumohydraulic systems of rockets*. M.: Mashinostroenie, 219 p. [in Russian].
3. Birkhoff G., Sarantanello E. (1964). *Jets, traces and caverns*. M.: Mir, 466 p. [in Russian].
4. Valov A. A., Savushkin N. F. (1987). Power systems using surface tension forces: a review based on foreign scientific, technical and patent information. *Head Department of Scientific and Technical Information-4, Part. III*, № 20, 73 p. [in Russian].
5. Garkusha V. A., Shevchenko B. A., Rada N. A., Ovots N. A. (1983). Means for ensuring the continuity of fuel components of foreign spacecraft. Review based on materials from the open press for 1967—1981. *Head Department of Scientific and Technical Information-3, Part. I*, № 229 (28), 44 p. [in Russian].
6. Golovko M. P. (2015). *Merchandising of clothing and footwear products. Study guid.* Kharkiv: Kharkiv. State Un-t of Food and Trade, 459 p. [in Ukrainian].
7. GOST 3187—76. *Grids are wire woven filter*. M.: Publ. house of standards, 1976. 6 p. [in Russian].
8. GOST 6613—86. *Grids woven wire with square cells*. M.: Publ. house of standards, 1986. 11 p. [in Russian].
9. Davydov S. A., Gorelova K. V. (2012). History of design improvement and prospects for the use of means to ensure fuel continuity based on capillary forces. *Bull. Dnipropetrovsk Univ. Ser. history and philosophy of science and technology*, **20**, 160—164 [in Russian].
10. Kovalevsky M. M. (1970). Problems of temperature control of tanks under conditions of small overloads by draining a part of the component into the surrounding space: a review based on foreign press materials. *Head Department of Scientific and Technical Information*, № 4, 48 p. [in Russian].
11. Kozlov A. A., et al. (1988). *Power supply and control systems for liquid-propellant rocket propulsion systems*. M.: Engineering, 352 p. [in Russian].
12. Kraev M. V., Kishkin A. A., Melkozerov M. G. (2002). Hydrodynamics of two-phase flow in the chamber of a passive phase separator. *Univ. news. Aviation. technology*, № 3, 22—26 [in Russian].
13. Novikov Yu. M., Bol'shakov V. A. (2010). Combined porous mesh metals. *Security in the technosphere*, № 5, 34—37 [in Russian].
14. *Patent of Russia № 2165871*. Grishin V. M., Podobedov G. G., Perfil'ev L. A., et al. A device for separating liquid and gas under weightlessness. Declared 04.17.2000, publ. 04.27.2001 [in Russian].
15. Platov I. V., Simonov A. V. (2016). Development of the design of propulsion systems and trajectories of spacecraft of the Laplace-II project for the study of the planetary system of Jupiter. *Bull. SibGAU. Ser. Aviation and rocket-space technology*, **17**, № 3, 710—721 [in Russian].
16. Platov I. V., Simonov A. V. (2018). Development of a propulsion system based on small thrust engines and a scheme for spacecraft flight to the center of the solar system. *Sib. J. Sci. and Techn. Ser. Aviation and rocket-space technology*, **19**, № 3, 517—525. <https://doi.org/10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525> [in Russian].
17. Polukhin D. A., Oreshenko V. M., Morozov V. A. (1987). *Development of pneumohydraulic systems of propulsion systems for launch vehicles and spacecraft with rocket engines*. M.: Engineering, 248 p. [in Russian].
18. Ring E. (1968). *Liquid propellant rocket propulsion systems*. M.: Mir, 404 p. [in Russian].
19. Sapozhnikov V. B., Krylov V. I., Novikov Yu. (2013). Ground testing of capillary phase separators based on combined porous-mesh materials for fuel tanks of liquid rocket engines of the upper stages of launch vehicles, upper stages and spacecraft. *Eng. J.: Sci. and Innovation*, № 4, 1—15.
20. Sedikh I. V., Nazarenko D. S., Smolensky D. E. (2019). Features of experimental development of the process of deposition of fuel components in tanks of space rocket stages. *Space technology. Rocket weapons*, № 2, 35—41. <https://doi.org/10.33136/stma2019.02.035> [in Russian].
21. Sedikh I. V. (2021). *Selection of design parameters of inertial factors for ensuring the stability of fuel in the tanks of the space stages of launch vehicles*: dis. cand. tech. Dnipro, 214 p. [in Russian].
22. Semenov Yu. P., Lozin-Lozinsky G. E., Lapygin V. L., Timchenko V. A. (1995). *Buran reusable orbital ship*. M.: Engineering, 447 p. [in Russian].

23. Chelomey V. N., Polukhin D. A., Mirkin N. N., Oreshchenko V. M., Usov G. L. (1978). *Pneumohydraulic systems of propulsion systems with liquid rocket engines*. M.: Engineering, 240 p. [in Russian].
24. Shevchenko B. A. (1990). *Calculation and experimental method for the development of means for taking components from tanks of aircraft with a liquid rocket engine*: diss. cand. tech. Dnepropetrovsk, 209 p. [in Russian].
25. Yanke E., Emde F., Lesh F. (1977). *Special functions*. M.: Nauka, 344 p. [in Russian].
26. Abrego A., Bair C., Hink A., et al. (1993). *Project Hyreus. Mars sample retechnical specification mission utilizing in sitechnical specification propellant production*. Washington Univ.; Dept. of Aeronautics and Astronautics, NASA-CR-197189, 383 p. [in English].
27. Behruzi P., Dodd C., Netter G. (2007). Future Propellant Management Device Concepts for Restartable Cryogenic Upper Stages. Joint Propulsion Conf. & Exhibit (8–11 July 2007, Cincinnati, OH). *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5498> [in English].
28. Behruzi P., Klatte J., Fries N., Netter G., Kranz T. (2012). Cryogenic Propellant Management during Ballistic Flight Phases. 48th Joint Propulsion Conf. & Exhibit (30 July — 01 August 2012, Atlanta, Georgia). *AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 14 p. <https://doi.org/10.2514/6.2012-4047> [in English].
29. Behruzi P., Klatte J., Fries N., Schütte A., Köhler H. (2013). Cryogenic Propellant Management Sounding Rocket Experiments on TEXUS 48. 49th Joint Propulsion Conf. (July 14–17, 2013, San Jose, CA). *AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 19 p. <https://doi.org/10.2514/6.2013-3904> [in English].
30. Bienhoff D. (2019). *The future of commercial space transportation*. URL: <https://www.thespacereview.com/article/3776/1> (Last accessed: 06.06.2023).
31. Blackmon J. B. (1984). Collection of liquid propellant in zero gravity with electric forces. *AIAA Paper*, № 265, 391–398. <https://doi.org/10.2514/3.28190> [in English].
32. Blatt M. H., Audelott J. C. (1976). Centaur propellant acquisition system. *J. Spacecraft and Rockets*, **13**, № 9, 515–521 [in English].
33. Chapter J. J., Rider S. B. (1980). Surface tension propellant management system computerized flow analysis. *AIAA Paper*, № 1098, 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.1980-1098> [in English].
34. Chato D. J. (2006). The Role of Flight Experiments in the Development of Cryogenic Fluid Management Technologies. *Cryogenics*, **46**, № 2–3, 82–88 [in English].
35. DeBrock S. C. (1970). A survey of current developments in surface tension devices for propellant acquisition. *AIAA Paper*, № 685, 83–98. <https://doi.org/10.2514/3.30226> [in English].
36. DeBrock S. C., Grove R. K. (1975). Capillary propellant management for integrated primary and secondary propulsion systems. *J. Spacecraft and Rockets*, **12**, № 5, 261–270. <https://doi.org/10.2514/3.56972> [in English].
37. Dowdy M. W., De-Brock S. C. (1973). Selection of a surface tension propellant management system for the Vicing-75 Orbiter. *J. Spacecraft and Rockets*, **10**, № 9, 549–558 [in English].
38. Ellion M. E., Trizell D. P., Mager E. (1977). An improved technique for propellant management for body stabilized spacecraft. *AIAA Paper*, № 850, 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1977-850> [in English].
39. Fester D. A., Villars A. D., Uney P. E. (1975). Surface tension propellant acquisition system technology for Space Shuttle reaction control tanks. *AIAA Paper*, № 1196, 522–527. <https://doi.org/10.2514/3.57117> [in English].
40. Gravlee M., Vera C., Wollen M., McLean C., Walls L. (2010). Micro-Gravity Cryogenic Experiment Opportunity. *AIAA Paper*, № 8838, 8 p. <https://doi.org/10.2514/6.2010-8838> [in English].
41. 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.org/10.2514/1.A33750> [in English].
42. *Industrial woven wire cloth. Technical requirements and testing*. ISO 9044:2016 [in English].
43. Jaekle D. E. Jr. (1991). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Vanes. 27th Joint Propulsion Conf. (June 24–26, 1991, Sacramento, CA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-91-2172*. 12 p. <https://doi.org/10.2514/6.1991-2172> [in English].
44. Jaekle D. E. Jr. (1993). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Sponges. 29th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (June 28–30, 1993, Monterey, CA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-93-1970*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1993-1970> [in English].
45. Jaekle D. E. Jr. (1995). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Traps and Troughs. 31th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (July 10–12, 1995, San Diego, CA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-95-2531*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1995-2531> [in English].
46. Jaekle D. E. Jr. (1997). Propellant Management Device Conceptual Design and Analysis: Galleries. 33th Joint Propulsion Conf. and Exhibit (July 6–9, 1997, Seattle, WA, 13). *AIAA/SAE/ASME/ASEE, AIAA-97-2811*. 13 p. <https://doi.org/10.2514/6.1997-2811> [in English].

47. Kornuta D., Abbud-Madrid A., Atkinson J., et al. (2019). *Commercial lunar propellant architecttechnical specificationre. A collaborative stechnical specifictiondy of lunar propellant production*. 77 p. <https://doi.org/10.1016/j.reach.2019.100026> [in English].
48. Kutter B., Zegler F., Sakla S., Wall J., Saks G., Duffey J., Hopkins J., Chato D. J. (2006). Settled Cryogenic Propellant Transfer. *AIAA Paper*, № 4436. 8 p. [in English].
49. Levich V. G. (1962). *Physicochemical Hydrodynamics*. Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, N. J., 700 p. [in English].
50. *Lunar market assessment: market trends and challenges in the development of a lunar economy*. URL: <https://www.pwc.com.au/industry/space-industry/lunar-marketassessment-2021.pdf> (Last accessed: 06.06.2023) [in English].
51. Melcher J. R. (1969). Dielectroforetic liquid expulsion. *J. Spacecraft and Rockets*, 6, № 9, 961—967 [in English].
52. *Patent Bundesrepublik Deutschland № 2506489*. Laaber D. G., Hivert A. P. Selbstentleerender Behälter für Raumfahrzeuge. Declared 15.02.75; publ. 17.08.1978 [in German].
53. *Patent USA № 3353350*. Grove R. K., Collins W. S., DeBrock S. C. Sump for space vehicles. Declared 08.05.65; publ. 21.11.1967 [in English].
54. Regnier W. W., Hess D. A. (1978). Design and development of a passive propellant management system. *J. Spacecraft and Rockets*, 15, № 5, 299—304 [in English].
55. Rollins J., Grove R., Jaekle D. (1985). Twenty-three years of surface tension propellant management system design, development, manufacture, test, and operation. *21st Joint Propulsion Conf.*, 9 p. <https://doi.org/10.2514/6.1985-1199> [in English].
56. Sakla S., Kutter B., Wall J. (2006). Centaur Test Bed (CTB) for Cryogenic Fluid Management. *AIAA Paper*, № 4603. 5 p. <https://doi.org/10.2514/6.2006-4603> [in English].
57. *Schemes of types weaving of mesh screen*. URL: <https://www.marcospecialtysteel.com/wire-mesh-crimp-and-weave-styles/> (Last accessed: 06.06.2023).
58. Schutze H. (1982). Strukturmechanische auslegung des triebstoffforder-ungssystems eines oberflächen spannungstanks. *Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*, 6, № 3, 160—167 [in English].
59. Snead J. M., Hellman B. H. (2007). Near-future reusable space logistics vehicles. 43rd Propulsion Conf. & Exhibit. *AIAA/ASME/SAE/ASEE*, 1—20. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5847> [in English].
60. *Standard specification for industrial woven wire cloth*. ASTM E 2016 — 20. 2020 [in English].
61. *Standard guide for industrial woven wire filter cloth*. ASTM E 2814 — 18. 2018 [in English].
62. Tam W., Behruzi P., 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 p. [in English].
63. Tam W., Jaekle D. (2018). Review and history of ATK space systems surface tension PMD tanks. *Space Propulsion*, 24 p. [in English].
64. Tegart J. R., Wright N. T. (1983). Double perforated plate as a capillary barrier. *19th Joint Propulsion conf.*, № 1379, 7 p. <https://doi.org/10.2514/6.1983-1379> [in English].
65. *Zombie Satellites Return From the Graveyard. Mission Extension Vehicles give dead spacecraft a new lease on life*. URL: <https://spectrum.ieee.org/zombie-satellites-return-from-the-graveyard#toglegdpr> (Last accessed: 06.06.2023).

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

Yuzhnoye State Design Office named after M. K. Yangel

3, Kryvorizhska Str., Dnipro, 49008 Ukraine

CLASSIFICATION, MAIN TYPES OF STRUCTURES AND PURPOSE OF CAPILLARY MEANS TO ENSURE FUEL PERFECTION

The flight of a spacecraft is characterized by the alternation of active sections of the trajectory, when the propulsion system is operating, and passive sections, in which the liquid components of the fuel in the tanks are under the influence of microgravity and, as a result, various disturbing factors (actions: aerodynamic forces, solar wind, internal gravitational forces, disturbances from the engines of the orientation and stabilization system, etc.) can occupy any position in them. At the same time, the situation is not ruled out when the gas phase can get into the flow line, which in the future can lead to a failure to restart the propulsion system and an emergency end of the mission. Therefore, an almost obligatory element of the systems for storing and supplying liquid rocket fuel components of the propulsion system of a spacecraft is the means of ensuring fuel continuity, the main criterion for the perfection of which is the amount of residual fuel components that cannot be produced due to a violation of the fluid continuity at the inlet to the propulsion system. The design of the fuel continuity means is directly determined by the internal geometry of the tank and the characteristics of the pneumohydraulic system of the spacecraft. A significant complication of the design of the fuel continuity means occurs in the presence of several factors that are present when a spacecraft performs a flight task: multiple launch and stop of the propulsion system, performing complex maneuvers under conditions of multidirectional external force impulses, which is just inherent in spacecraft. The position uncertainty and heterogeneity of the boundaries between the boost gas and fuel components at the time of launching the propulsion system require additional measures to prevent premature gas breakthrough into the flow line with its subsequent entry into the propulsion system. Therefore, over more than five decades, fuel continuity tools have been developed, the operation of which is based on various principles. At the same time, capillary-type fuel continuity means are most widely used. During this time, the basic physical principles of the behavior of a liquid under the action of capillary forces under weightless conditions were studied, the main types of designs of means for ensuring fuel continuity were determined, and the range of tasks they solved was described.

Keywords: capillary fuel continuity means, vanes, capillary pumps, collectors, accumulators, chutes, mesh phase separators, capillary holding capacity.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.031>

УДК: 621.311.243, 528.85, 551.58

Н. М. КУССУЛЬ^{1,2}, зав. кафедри, д-р техн. наук, проф.

ORCID: 0000-0002-9704-9702

E-mail: nataliia.kussul@gmail.com

С. Ю. ДРОЗД^{1,2}, студент магістратури

ORCID: 0000-0002-5149-5520

E-mail: sof.drozd.13@gmail.com

¹ Інститут космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України
Прспект Академіка Глушкова 40, к. 4/1, Київ-187, Україна, 03680

² Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Прспект Берестейський 37, Київ, Україна, 03056

ГЕОПРОСТОРОВИЙ АНАЛІЗ ПОТЕНЦІАЛУ ТЕРИТОРІЙ УКРАЇНИ ДЛЯ РОЗМІЩЕННЯ СОНЯЧНИХ ЕЛЕКТРОСТАНЦІЙ ЗА СУПУТНИКОВИМИ ДАНИМИ

Зміни клімату зумовлюють актуальність використання відновлюваної енергетики в усьому світі. Зелена угода визначає політику розвитку енергетики в Європі до 2030 року. Особливо важливе значення цей виклик має в Україні у контексті повоєнного відновлення енергетичної інфраструктури. Тому актуальною проблемою є аналіз придатності територій України для встановлення великих сонячних електростанцій (сонячних ферм) та оптимізація їхнього розміщення. Дане дослідження спрямоване на визначення придатності територій України для розміщення сонячних електростанцій за допомогою супутникових даних про особливості клімату та рельєфу. Серед факторів, які визначають придатність території для розміщення сонячних ферм, найбільший вплив мають кліматичні показники, включаючи дані про сумарне глобальне горизонтальне сонячне випромінювання (GHI), накопичену температуру вище 25 °C на висоті 2 м, середньорічну швидкість вітру та карту накопичених річних опадів з набору даних ERA5-Land. В даному дослідженні для визначення придатності територій також використовувалися карти рельєфу, що містять інформацію про висоти, схили та затіненість місцевості з проекту Shuttle Radar Topography Mission (SRTM). Придатність територій визначається шляхом геопросторового аналізу методом зважених сум. За результатами досліджень побудовано карту придатності, яка відображає розподіл зон із різними коефіцієнтами придатності (від 0 до 1). Виявлено, що більша частина території України сприятлива для розміщення сонячних електростанцій. Майже половина країни (більш ніж 48 %) має середні показники придатності (0.3...0.4). Кращі умови для розміщення сонячних ферм спостерігаються у південних областях України. Отриману карту придатності територій використано для аналізу оптимальності розміщення вже побудованих найбільших сонячних електростанцій України. Для отримання локації цих енергетичних об'єктів ми використовували дані з Wikimapia. Загалом всі проаналізовані нами великі сонячні електростанції України розміщені в оптимальних територіях. Також дослідження показало, що деякі області, такі як Одеська, Полтавська, Харківська, Запорізька, Дніпропетровська, Донецька і Луганська, мають хороші показники придатності (0.3...0.4), проте використовуються не повністю. Ці області мають великий потенціал для майбутньої побудови потужних і продуктивних сонячних електростанцій.

Ключові слова: сонячні електростанції, придатність територій, супутникові дані, клімат, рельєф, геопросторовий аналіз, метод зважених сум.

Цитування: Куссуль Н. М., Дрозд С. Ю. Геопросторовий аналіз потенціалу територій України для розміщення сонячних електростанцій за супутниковими даними. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1 (146). С. 31–43. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.031>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Війна в Україні призвела до серйозних деструктивних наслідків, зокрема у сфері енергетики. За повідомленнями Національної енергетичної компанії Укренерго станом на травень 2023 р. Україна втратила близько 27 ГВт встановлених потужностей енергогенерації [10]. Найбільше постраждали внаслідок конфлікту енергетичні об'єкти у східній та південній частинах України. Наприклад, Запорізька АЕС потрапила під окупацію, а Каховську ГЕС було повністю зруйновано. Відчутних негативних наслідків зазнала й альтернативна енергетика, зокрема з експлуатації було виведено близько половини сонячних електростанцій.

Відновлення енергетичної інфраструктури є критично важливим для повернення благополуччя та розвитку країни. Враховуючи орієнтацію на Європейську інтеграцію України, важливо не просто відновити ресурси, а розвиватись в контексті Європейської зеленої угоди. А значить, необхідно відмовлятися від використання викопного палива на користь відновлюваних джерел енергії. Крім того, побудова звичних джерел електроенергії, таких як ГЕС, ТЕС, а особливо АЕС, потребує значних затрат матеріальних, фінансових та людських ресурсів. Разом з тим будівництво сонячних електростанцій може бути швидким і відносно доступним за рахунок використання сучасних технологій та стандартизованих компонентів.

Побудова сонячних електростанцій має кілька ключових переваг, що сприяють відновленню та розвитку країни. Зокрема, сонячні електростанції є екологічно чистими відновлюваними джерелами енергії, не вимагають споживання палива та не призводять до шкідливих викидів у атмосферу. Завдяки своїй гнучкості та модульній структурі, сонячні електростанції можуть встановлюватися на різних територіях, включаючи зруйновані області після війни. Вони можуть функціонувати незалежно від централізованої електричної мережі, забезпечуючи місцеве населення та промислові підприємства електроенергією. Крім того, сонячні електростанції можуть допомогти знизити залежність

від імпорту енергії та покращити енергетичну безпеку країни.

Однак успішне використання сонячної енергії вимагає правильного вибору місця для розміщення сонячних станцій. Оптимальне розташування панелей сонячної енергії дозволяє максимізувати виробництво електроенергії і забезпечити оптимальну ефективність системи. Некоректний вибір місця може призвести до зниження продуктивності та недовикористання повного потенціалу сонячної енергії.

Для визначення оптимальних територій для розміщення сонячних станцій корисним джерелом є дані дистанційних вимірювань. Використання супутникових даних дозволяє здійснити швидкий та ефективний аналіз великої кількості інформації про потенційні місця розташування сонячних станцій. Відтак за допомогою супутникових даних можна отримати інформацію про кліматичні умови, рельєф, сонячне випромінювання та інші параметри, які впливають на продуктивність сонячних панелей. При комбінованому аналізі цих даних [6, 11, 14, 18, 25], можна визначити найкращі місця для ефективного встановлення сонячних станцій, щоб максимізувати виробництво сонячної електроенергії.

У даній роботі ми аналізуємо придатність територій України для встановлення ефективних сонячних електростанцій. Використовуючи дані супутникових спостережень про кліматичні та рельєфні особливості країни, ми прагнемо визначити оптимальні зони для побудови сонячних станцій, що забезпечуватимуть максимальний виробіток електроенергії. Подібні дослідження в Україні уже виконувались [22, 27], проте вони враховували не всі фактори і не надають алгоритму визначення придатності всієї території для розміщення сонячних ферм.

Головною метою нашого дослідження є пошук територій, де сонячні електростанції матимуть найвищий потенціал виробництва енергії. Крім того, ми хочемо проаналізувати доречність вибору та дати оцінку оптимальності розміщення уже побудованих сонячних електростанцій на території України для визначення загальної ефективності сонячної енергетики в країні.

1. ДАНІ

1.1. Аналіз впливу ключових геологічних та кліматичних чинників на продуктивність сонячних електростанцій. Продуктивність сонячних ферм є результатом взаємодії кількох ключових геологічних та кліматичних факторів. Наукові дослідження показують, що особливо важливими чинниками, які впливають на ефективність збору сонячної енергії, є сонячна активність [20], температура повітря [2, 5, 15, 21, 23], кількість опадів та вологість повітря [19, 20, 22], сила вітру [2, 8, 9, 15, 19, 20] та рельєф місцевості [3, 11].

Сонячна активність, яка вимірюється як глобальна сонячна інсоляція на горизонтальній поверхні (GHI), визначає кількість сонячної енергії, що досягає земної поверхні. Висока сонячна активність забезпечує більшу кількість сонячної енергії для збору сонячними панелями і сприяє вищій виробничій потужності сонячних електростанцій. Тому місця з вищою сонячною активністю можуть мати більшу пріоритетність при виборі місця для встановлення великих сонячних ферм.

Наступним важливим фактором, що впливає на продуктивність сонячних електростанцій, є температура повітря. Висока температура може негативно вплинути на здатність сонячних панелей перетворювати сонячне випромінювання на електричну енергію, адже підвищення температури призводить до збільшення провідності напівпровідникових матеріалів, які використовуються у фотоелектричних елементах [7]. Збільшення провідності напівпровідникових матеріалів, у свою чергу, спричиняє збільшення потоку носіїв заряду в елементах, але також зменшує генеровану напругу. У результаті ефективність продукування електроенергії зменшується.

Зменшення ефективності сонячних панелей спостерігається при збільшенні температури фотоелектричної панелі понад 25 °C (77 °F) і описується температурним коефіцієнтом [12, 13]. Цей коефіцієнт показує, наскільки вихідна потужність зменшується при збільшенні температури на кожен градус вище контрольної температури, яка зазвичай становить 25 °C. Тому оптимальними регіонами для сонячних ферм є ті, де температура підтримується на рівні нижче 25 °C.

Іншим чинником, що впливає на продуктивність сонячних електростанцій, є опади та вологість повітря. Дощ та сніг можуть блокувати пряме сонячне випромінювання, яке потрапляє на сонячні панелі, зменшуючи ефективність вироблення електроенергії. Крім того, вологе повітря розсіює сонячне світло і зменшує його проникнення через атмосферу, що також призводить до зменшення продуктивності сонячних панелей.

Вітер може мати як позитивний, так і негативний ефект на сонячну електростанцію. З одного боку, сильні вітри створюють механічне навантаження на сонячні панелі. Вони викликають вібрації та напруження, які можуть призвести до пошкоджень структури електростанції. З іншого боку, вітер сприяє охолодженню сонячних електростанцій, що допомагає зменшити негативний вплив високої температури навколишнього середовища та забезпечує оптимальну робочу температуру для сонячних панелей. Оскільки за умови використання надійного кріплення для панелей шкідливий ефект вітрів можна мінімізувати, у даному дослідженні ми розглядаємо вітер, перш за все, як позитивний чинник на продуктивність сонячних електростанцій.

З боку геологічних факторів, значний вплив на ефективність збору сонячної енергії мають такі параметри рельєфу, як наявність схилів, висота та затіненість місцевості.

Оптимальний нахил сонячних панелей дозволяє максимально використовувати потенційну сонячну енергію. Проте під крутими схилами рельєфу розташувати панелі під правильним кутом може бути вкрай складно. Некоректна, або не достатньо коректна, орієнтація панелей призводить до зменшення кількості сонячного випромінювання, що потрапляє на фотоелементи, і, відповідно, знижує продуктивність вироблення електроенергії.

Висота місцевості також впливає на продуктивність сонячних панелей. Сонячні батареї більш ефективні на великих висотах [4], де вони краще піддаються впливу прямого сонячного випромінювання за рахунок меншого атмосферного бар'єру, порівняно з рівнем моря.

Важливим фактором продуктивності сонячних електростанцій є ступінь їхньої затіненості.

Наявність дерев, будівель або інших перешкод, які кидають тінь на панелі, може призводити до зниження виробництва електроенергії.

Таким чином, ідеальна територія для ефективного використання сонячних панелей має мати сприятливий клімат, що включає високий рівень прямого сонячного випромінювання (GHI), помірні температури, достатній, але не надто сильний вітер та низькі опади. При цьому рельєф такої місцевості повинен мати м'який схил або бути рівниною з оптимальним нахилом, достатньою висотою місцевості та незначною затіненістю від об'єктів.

Для проведення нашого дослідження, спрямованого на визначення найбільш придатних зон для розміщення сонячних електростанцій на території України, ми вирішили розробити кліматичні та рельєфні карти.

1.2. Побудова кліматичних карт України. Для побудови карт клімату ми використовували погодинні дані з набору глобальних даних ERA5-Land з роздільною здатністю 9 км, наданих Copernicus Climate Data Store. Цей набір містить всі необхідні в рамках нашого дослідження параметри для аналізу клімату, доступні від 1950 року: дані про сонячне випромінювання, температуру на висоті 2 м, східну (u) та північну (v) складові вітру на висоті 10 м, загальну кількість опадів, зокрема дощу та снігу.

Для забезпечення коректної оцінки клімату та врахування його змін в часі ми не використовували надто старі дані, а обмежилися використанням даних з 2015 по 2022 роки. Це дозволило нам забезпечити актуальність результатів нашого дослідження.

Для оцінки розподілу прямого сонячного випромінювання по території України ми виконали розрахунки щорічних накопичених значень глобального горизонтального сонячного випромінювання (GHI) окремо за кожен рік періоду 2015—2022 рр., які потім використано для побудови усередненої карти для всього періоду (рис. 1). Такий підхід дозволяє нам отримати точнішу карту розподілу сонячної енергії та визначити області з найбільшим потенціалом для використання сонячних електростанцій.

Як видно з рис. 1, кількість накопиченого сонячного випромінювання рівномірно зростає з півночі на південь. Найменше прямого сонячного світла локалізовано у північно-західних регіонах. Центральна Україна піддається середньому впливу сонячної радіації (1000... 1250 кВт×год/м²). Найбільше сонячного випромінювання (понад 1250 кВт×год/м²) зосереджено у південній та східній частинах України, зокрема максимум досягається на півострові Крим, менше у Миколаївській, Херсонській, Одеській, Запорізькій та Донецькій областях, що свідчить про високу потенційну придатність цих зон для розміщення сонячних електростанцій.

Для оцінки розподілу температур, що можуть негативно позначатися на продуктивності роботи сонячних ферм, з доступних погодинних даних про температуру на висоті 2 м ми відібрали значення, що перевищують 25 °C (зважаючи на температурний коефіцієнт). Потім для кожного року періоду 2015—2022 рр. окремо обчислювались накопичені за рік сумарні значення цих температур, які також усереднювались для побудови остаточної карти (рис. 2). Таким чином ми визначаємо території, де температурний ефект може мати найбільший негативний вплив на сонячні панелі. Як видно з рис. 2, найбільш гарячою зоною є степова Україна, зокрема південні та східні регіони, особливо Крим, Херсонська, Запорізька області. У центральній Україні температури відносно помірні. Низькі температури спостерігаються в західній Україні та у зоні Кримських гір, а найхолоднішою зоною є Карпатські гори (Закарпатська область).

Додатково до аналізу температурних зон інформація про швидкість вітру допомагає нам отримати глибше розуміння кліматичних характеристик різних областей України. Оскільки ERA5-Land не надає безпосередню інформацію про швидкість вітру, для побудови карти вітрів ми розраховуємо її самостійно як квадратний корінь з суми квадратів східної та північної складових вітру, доступних у наборі даних ERA5-Land:

$$wind_{speed} = \sqrt{u_wind^2 + v_wind^2}, \quad (1)$$

Для кожного року (2015—2022 рр.) ми обчислюємо середньорічну швидкість вітру та усе-

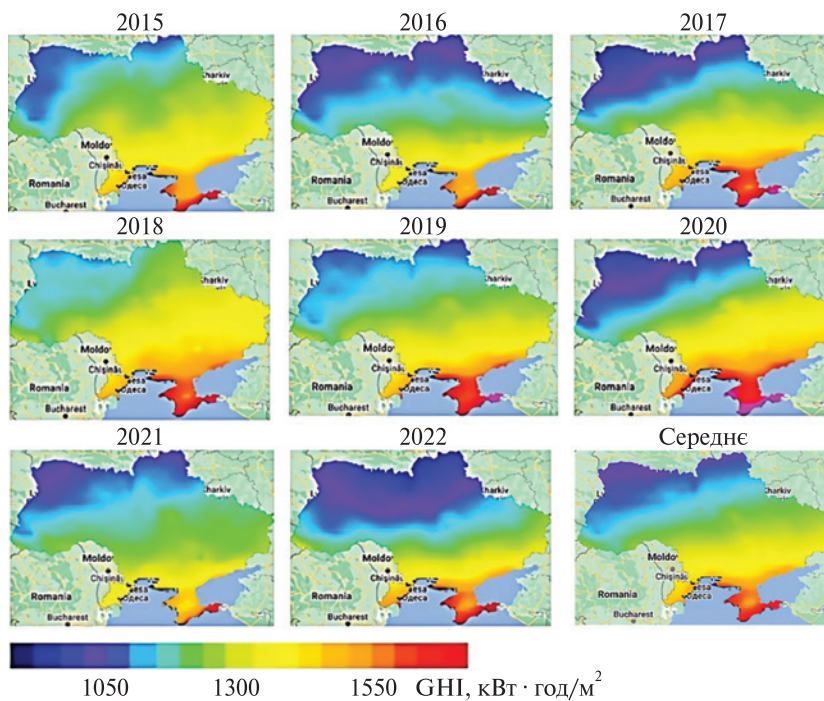


Рис. 1. Щорічні значення накопиченого глобального горизонтального сонячного випромінювання (GHI) у 2015—2022 рр. та середнє за цей період

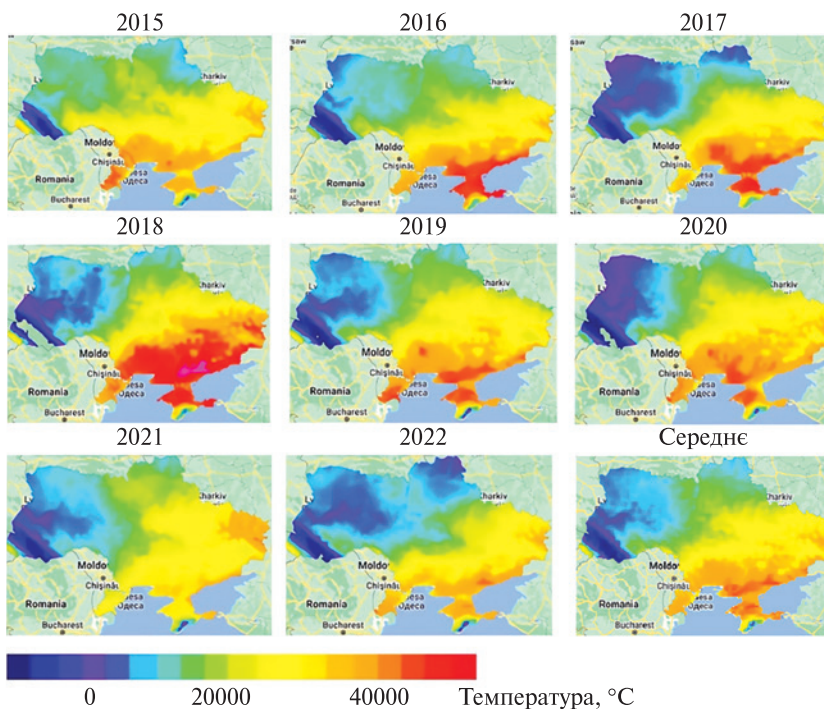


Рис. 2. Щорічні значення накопичених температур, вищих за 25 °C у 2015—2022 рр. та середнє за цей період

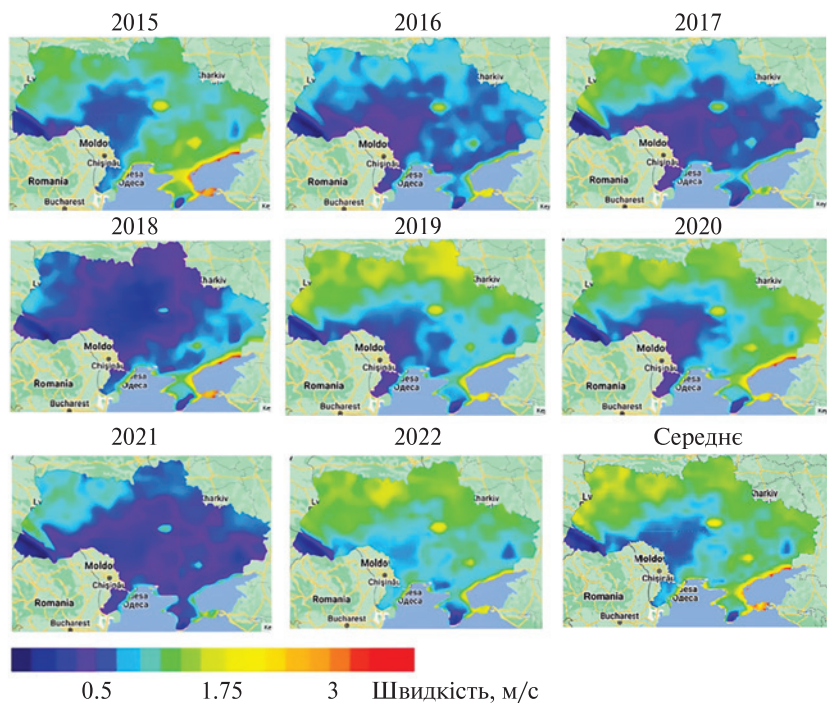


Рис. 3. Щорічні значення середньої швидкості вітру у 2015—2022 рр. та середнє за цей період

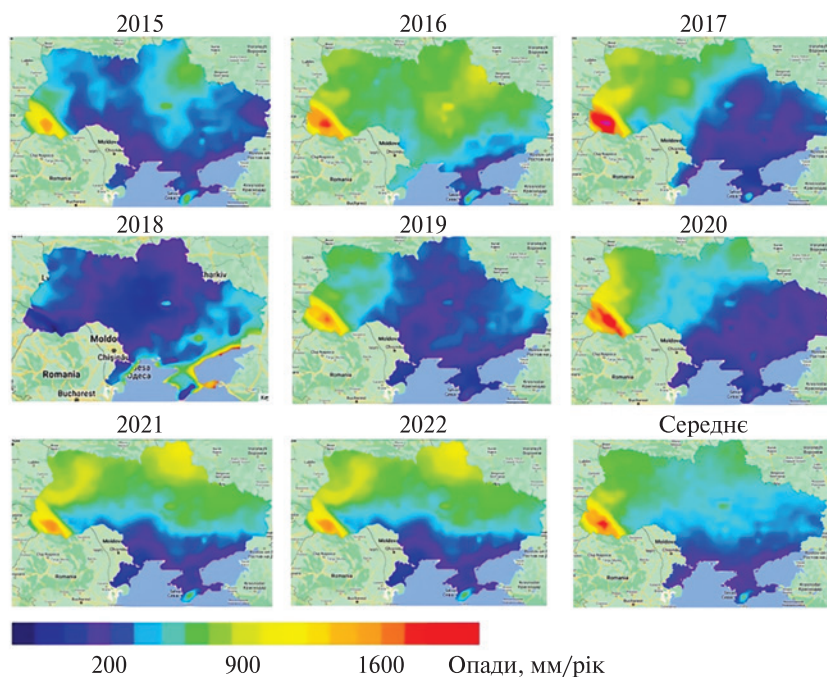


Рис. 4. Щорічні значення накопичених за рік опадів у 2015—2022 рр. та середнє за цей період

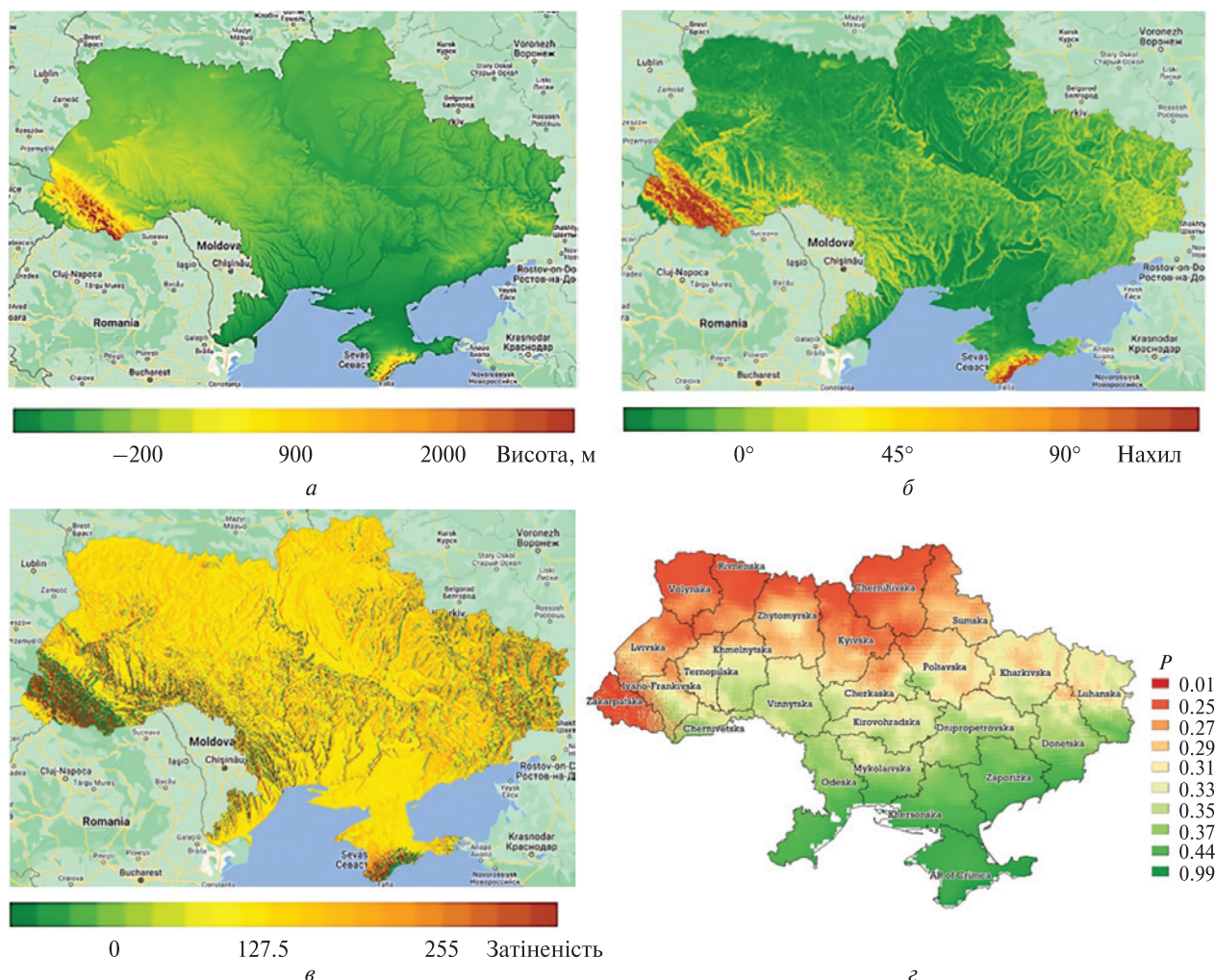


Рис. 5. Карти висот (а), схилів місцевості (б), затіненості (в) та потенціалу P територій України для розміщення сонячних електростанцій (г)

реднені значення для всього періоду (рис. 3). Видно, що найсильніші вітри зосереджені біля узбережжя Азовського моря на півострові Крим та в Донецькій і Запорізькій областях. Для основної території України характерні вітри середньої швидкості (1...2 км/год), а найслабші вітри спостерігаються у Закарпатській, Вінницькій, Одеській областях та біля Кримських гір.

При побудові карт опадів ми обчислюємо накопичені дощові та снігові опади протягом року. Карти щорічних накопичених опадів, а також усереднені значення для всього періоду 2015—2022 рр. представлено на рис. 4. Видно, що найбільша кількість річних опадів випадає

на території Карпатських гір. Також районами з великою кількістю опадів є області північно-західної України та зона Кримських гір. Найбільш посушливими є південні та східні області.

1.3. Побудова рельєфних карт України. Для побудови карт, що відображають особливості рельєфу територій України, ми використали цифровий набір даних рельєфу Shuttle Radar Topography Mission (SRTM). Ці дані надають глобальну модель рельєфу земної поверхні з просторовою роздільною здатністю 90 м і охоплюють навіть непрохідні ділянки землі. Набір містить інформацію про висоти (рис. 5, а), але за допомогою вбудованих функцій у хмарному середовищі

GEE (Google Earth Engine) можна також обчислити нахил (Slope, рис. 5, б) та затіненість місцевості (Hillshade, рис. 5, в), що надають додаткову корисну інформацію для нашого дослідження.

При обчисленні крутизни схилів місцевості алгоритм у GEE визначає кут нахилу поверхні в кожній точці цифрової моделі рельєфу. Величина схилу вимірюється в градусах і представляє кут нахилу поверхні до горизонту. Значення 0 відповідає горизонтальній поверхні, а вищі значення вказують на відповідний нахил (від 1° до 90°). З рис. 5, б можна спостерігати, що основна частина України має відносно рівний рельєф без крутих схилів. Нерівна місцевість переважає в основному в зоні Карпатських та Кримських гір. Незначні схили рівномірно поширені по всій території країни, за винятком північної частини (зони Полісся), частково Херсонської області та півострова Крим.

Величина затіненості (Hillshade) представляє інтенсивність тіней на рельєфі і вимірюється в діапазоні від 0 (найглибша тінь) до 255 (найсвітліший області без тіней). У середовищі GEE при обчисленні Hillshade для кожної точки на поверхні розраховується напрямок освітлення, а потім визначається кут між напрямком світла та нормаллю до поверхні. Цей кут використовується для визначення інтенсивності тіней. З рис. 5, в видно, що в Україні найбільш тінисті місцевості зосереджуються у гірських зонах (Карпати та Кримські гори), а також вздовж південно-західного кордону країни, менш тінисті місцевості рівномірно поширені по центральній Україні. Найменш затіненими територіями є північно-західна Україна та Херсонська область, що логічно узгоджується з картою схилів, адже тіні утворюються за рахунок нерівностей рельєфу.

1.4. Отримання даних про розміщення найбільших електростанцій України. На основі кліматичних та рельєфних карт ми хочемо не лише оцінити потенціал територій України для побудови ефективних сонячних електростанцій, але й проаналізувати та оцінити оптимальність розміщення вже побудованих найбільших об'єктів сонячної енергетики України.

Для отримання даних про розміщення найбільших сонячних електростанцій України ми

використали відкриті карти, надані середовищем Wikimapia (<https://wikimapia.org/>).

Wikimapia є онлайн-картографічною платформою, яка дозволяє користувачам створювати, редагувати та розглядати географічну інформацію про різні об'єкти на мапі. Таким чином, використання Wikimapia дозволило нам отримати доступ до актуальної інформації про найпотужніші об'єкти сонячної енергетики України і їхнє розташування.

Для досліджень були завантажені векторні полігони 230 найбільших сонячних електростанцій України. Ці полігони відображають форму об'єктів, містять інформацію про географічні координати, назву та тип електростанцій (solar farm, solar array тощо).

За допомогою отриманого набору ми можемо провести геопросторовий аналіз і здійснити оцінку адекватності розміщення найбільших сонячних електростанцій України, а також визначити території, потенціал яких використовується недостатньо.

2. МЕТОДОЛОГІЯ

Для визначення оптимальних територій для розміщення сонячних панелей за допомогою супутникових даних про клімат та рельєф України ми пропонуємо використати метод зважених сум. Основна ідея цього методу полягає в тому, що різні параметри, які впливають на придатність територій, враховуються з різною вагою в залежності від сили та характеру (позитивний чи негативний) впливу цих параметрів на продуктивність сонячних панелей.

Спочатку ми нормалізуємо всі дані, масштабуючи їх до діапазону від 0 до 1. Це допомагає порівнювати значення різних параметрів, що мають різні одиниці вимірювання. Для нормалізації кожного параметра ми використовуємо формулу

$$\text{normalized}_{\text{value}} = \frac{\text{value} - \min_{\text{value}}}{\max_{\text{value}} - \min_{\text{value}}} \quad (2)$$

де $\text{normalized}_{\text{value}}$ — нормалізоване значення параметра, value — початкове значення параметра, $\min_{\text{value}}$ — мінімальне значення параметра в межах усієї території, $\max_{\text{value}}$ — максимальне значення параметра у межах усієї території.

Наступним кроком після нормалізації ми переходимо до визначення вагових коефіцієнтів для кожної складової. Вагові коефіцієнти для GHI [16, 26], температури [16] та сили вітру [16] ми встановили шляхом аналізу кореляційних залежностей між цими параметрами та продуктивністю сонячних панелей, використовуючи результати наявних досліджень. Через відсутність подібних досліджень для кількості опадів та рельєфу ваги для цих параметрів були встановлені шляхом експертної оцінки. Визначені ваги для кожного параметра наведено у табл. 1.

Після встановлення вагових коефіцієнтів, ми обчислюємо зважену суму шляхом множення значень нормалізованих параметрів на їхні вагові коефіцієнти і підсумовування отриманих значень. Формула для обчислення зваженої суми у нашому дослідженні має вигляд

$$w_s = 0.8 \times \text{GHI} - 0.4 \times \text{Temperature} + 0.2 \times \text{Wind}_{\text{speed}} - 0.3 \times \text{Precipitation} + 0.3 \times \text{Elevation} - 0.2 \times \text{Slope} - 0.4 \times \text{Hillshade}, \quad (3)$$

де w_s — зважена сума, GHI — накопичене за рік глобальне горизонтальне сонячне випромінювання, Temperature — накопичена за рік активна температура вище 25 °C, $\text{Wind}_{\text{speed}}$ — середня швидкість вітру, Precipitation — накопичені за рік опади, Elevation — висота, Slope — схил, Hillshade — затіненість.

Ця формула враховує вагові коефіцієнти для кожного параметра, які були вказані в таблиці. Параметри з позитивними коефіцієнтами (наприклад, GHI, Wind speed, Elevation) вважаються бажаними для підвищення продуктивності сонячних панелей, тоді як параметри з від'ємними коефіцієнтами (наприклад, Temperature, Precipitation, Slope, Hillshade) вважаються небажаними і можуть негативно впливати на продуктивність.

Після обчислення зваженої суми ми нормалізуємо результати для отримання карти придатності територій в інтервалі 0...1, де 0 позначає території з найгіршими кліматичними та геологічними характеристиками, а 1 — найбільш придатні території для ефективного розміщення сонячних електростанцій.

Зауважимо, що метод зважених сум — це найпростіший спосіб врахування різних факторів на

основі експертних оцінок. Основним викликом при використанні цього методу є визначення вагових коефіцієнтів факторів впливу. Для зменшення суб'єктивності оцінок в умовах нестихастичної невизначеності ми плануємо удосконалити цей метод шляхом використання нечіткої логіки [24].

3. РЕЗУЛЬТАТИ

3.1. Аналіз потенціалу територій України для розвитку сонячної енергетики. Як результат нашого дослідження на рис. 5, з представлено карту, що відображає придатність територій для ефективного розміщення сонячних електростанцій. Видно, що сприятливими зонами для розвитку сонячної енергетики є території південної України, що охоплюють Одеську, Херсонську, Миколаївську, Запорізьку області та особливо півострів Крим, де умови для розміщення продуктивних сонячних ферм найкращі, навіть не зважаючи на наявність гір.

Також придатними територіями для встановлення сонячних електростанцій є частини центральної та східної України, а саме Чернівецька, Вінницька, Дніпропетровська, Донецька та частково Луганська області.

Найменш сприятливими з точки зору кліматичних та рельєфних факторів є регіони північної України (зокрема Полісся) та Закарпатська область. Такий результат можна пояснити тим, що ці області характеризуються вологим кліматом з великою річною кількістю опадів у вигляді дощу і снігу, що зменшують доступність сонячного світла. Крім того, більшість з цих регіонів розташовані у низовинах, за винятком

Таблиця 1. Вагові коефіцієнти для параметрів клімату та рельєфу

Параметр	Коефіцієнт
GHI	0.85
Temperature (>25 °C)	-0.4
Wind speed	0.3
Precipitation	-0.3
Elevation	0.2
Slope	-0.2
Hillshade	-0.4

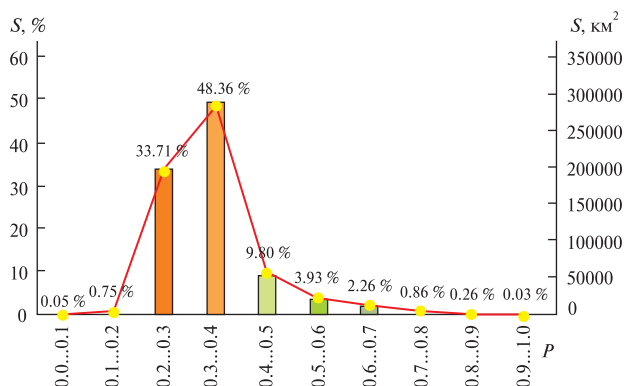


Рис. 6. Розподіл площ S України по класах потенціалу P територій для встановлення ефективних сонячних електростанцій

Закарпатської області, що також зменшує досяжність прямого сонячного випромінювання та шкідливо впливає на продуктивність сонячних електростанцій. У свою чергу, Карпатські гори, розташовані у Закарпатській області, не лише непридатні для розміщення сонячних ферм через особливості рельєфу, але ще й несприятливо впливають на формування підходяшого для сонячних електростанцій клімату.

Для кількісної оцінки потенціалу територій України для встановлення ефективних сонячних ферм ми розподілили всі пікселі з карти на рис. 5, z на 10 класів, що відповідають десяти інтервалам з кроком 0.1. Ми обчислили площу,

що належить кожному з класів. З гістограми на рис. 6 видно, що найбільша частина України (більш ніж 288484 км², або 48.36 %) має потенціал у межах 0.3...0.4, що відповідає середньому діапазону для побудови ефективних сонячних електростанцій.

Наступний за площею клас придатності територій відповідає інтервалу 0.2...0.3 (близько 201118 км², або 33.71 %). Потенціал (0.4...0.5) мають 58484 км² територій. Сумарна площа територій з придатністю менше 0.2 становить всього 4761 км², тоді як площа територій з придатністю понад 0.5 становить 43748 км², тобто площа сприятливих територій більша від площі несприятливих майже в 10 разів.

Таким чином, кліматичні та рельєфні умови у більшій частині України сприятливі для встановлення ефективних сонячних ферм.

3.2. Оцінка коректності розміщення вже встановлених сонячних електростанцій на території України. Для оцінки оптимальності розміщення вже встановлених найбільших сонячних електростанцій (230 об'єктів) на території України ми використали інформацію про розташування сонячних ферм з Wikimapia та обчислили кількість сонячних ферм, розміщених у межах класів, визначених у попередньому підрозділі.

Результати геопросторового аналізу представлено на рис. 7. Видно, що найбільші сонячні електростанції розміщуються рівномірно на пів-

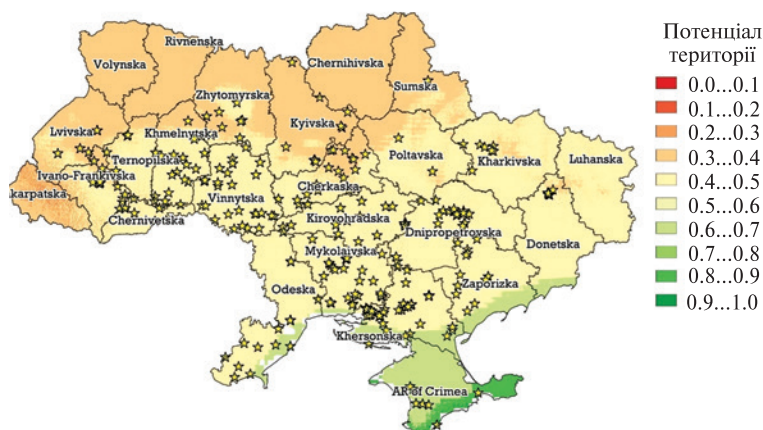


Рис. 7. Геопросторовий розподіл найбільших сонячних електростанцій по зонах з різним потенціалом території

дні, у центральній та західній Україні. На півночі України великих сонячних електростанцій немає, що швидше за все спричинено врахуванням несприятливих кліматичних особливостей. Однак потенціал деяких областей використовується недостатньо. Наприклад, у Полтавській області, де придатність територій становить 0.3...0.4, практично немає сонячних електростанцій. Схожа ситуація спостерігається у Донецькій, Луганській, Харківській, Тернопільській та Кіровоградській областях. Перспективними (коефіцієнт перевищує 0.4) та недостатньо експлуатованими є території Запорізької та Одеської областей. Тому в майбутньому варто звернути увагу на ці області і розглянути можливості встановлення там сонячних електростанцій, щоб використати високий потенціал цих територій.

З табл. 2 видно, що основна частина (166 об'єктів) досліджуваних сонячних електростанцій розташована на території з коефіцієнтом придатності 0.3...0.4. Частка електростанцій в діапазонах 0.2...0.3 та 0.4...0.5 є трохи меншою — 40 та 13 об'єктів відповідно. На територіях, абсолютно непридатних для встановлення сонячних електростанцій (коефіцієнт менше 0.2), великих сонячних ферм не було виявлено. В оптимальних зонах, де коефіцієнт перевищує 0.5, з 230 досліджених сонячних ферм розташовано лише 11. Те, що зони високої придатності пустують, можна пояснити тим, що їх в основному займають Кримські гори, і це ускладнює встановлення там сонячних панелей.

Отже, розташування сонячних електростанцій на території України можна вважати задовільним, зважаючи на те, що більшість територій

країни характеризується середнім коефіцієнтом придатності у межах 0.3...0.4.

ВИСНОВКИ

У ході досліджень на основі супутникових даних про кліматичні та рельєфні особливості України було побудовано карту придатності територій для розміщення ефективних сонячних електростанцій. Виявлено, що основна площа країни (48.36 %) має середній коефіцієнт придатності 0.3...0.4. Площа сприятливих територій (з коефіцієнтом придатності понад 0.4) переважає над площею територій з невідповідними для розміщення сонячних ферм кліматичними та рельєфними умовами.

Найкращі показники придатності для ефективного добування сонячної енергії характерні для зони південної України (Одеська, Херсонська, Миколаївська, Запорізька, Донецька області) та півострова Крим. Найгірші умови для отримання сонячної енергії спостерігаються на заході України та в зоні Полісся.

При аналізі оптимальності розміщення вже встановлених найбільших сонячних електростанцій України було виявлено, що основна їхня частина (166) розташована в зоні з середньою придатністю (коефіцієнт 0.3...0.4), 53 досліджені електростанції припадає на зони з придатністю 0.2...0.3 чи більшою від 0.4, ще 11 сонячних ферм розміщуються у зонах, де коефіцієнт придатності перевищує 0.5. В абсолютно непридатних для отримання сонячної енергії зонах великих сонячних електростанцій немає, що свідчить про адекватність вибору території для їхнього розміщення.

Деякі області України з хорошими показниками придатності (0.3...0.4), такі як Одеська, Полтавська, Харківська, Запорізька, Дніпропетровська, Донецька, Луганська, недостатньо експлуатовані та мають високий потенціал для встановлення потужних і продуктивних сонячних станцій у майбутньому.

Таким чином, наше дослідження надає цінну інформацію про придатність територій України для встановлення сонячних електростанцій, що може сприяти розвитку сталої та екологічно чистої енергетики в Україні. У майбутньому пла-

Таблиця 2. Розподіл кількості найбільших сонячних електростанцій по класах придатності території

<i>P</i>	Кількість СЕС	<i>P</i>	Кількість СЕС
0.0...0.1	—	0.5...0.6	7
0.1...0.2	—	0.6...0.7	1
0.2...0.3	40	0.7...0.8	1
0.3...0.4	166	0.8...0.9	2
0.4...0.5	13	0.9...1.0	—

нується продовжити дослідження, і для визначення оптимальних зон розміщення сонячних електростанцій в Україні врахувати землекористування і інфраструктуру регіонів [17].

Дослідження підтримано проектом Міністерства освіти і науки України «Інформаційні технології геопросторового аналізу розвитку сільських територій і громад» (грант № РН/27-2023).

REFERENCES

1. Butenko O., Zvyaschenko K., Buravchenko K., Nikitin A. (2019). Optimization of the process of selecting the location of solar power plants using GIS analysis. *Systemy upravlinnya, navigatsii ta zvyazku. Zbirnyk naukovykh prats*, **1**(53), 17–21 [in Ukrainian]
2. Chandra S., Agrawal S., Chauhan D. S. (2018). Effect of Ambient Temperature and Wind Speed on Performance Ratio of Polycrystalline Solar Photovoltaic Module: an Experimental Analysis. *Int. Energy J.*, **18**, 171–179.
3. Charabi Y., Gastli A. (2011). PV site suitability analysis using GIS-based spatial fuzzy multi-criteria evaluation. *Renewable Energy*, **36**, 2554–2561.
4. Chitturi S., Sharma E., Elmenreich W. (2018). Efficiency of photovoltaic systems in mountainous areas. *2018 IEEE Int. Energy Conf. (ENERGYCON)*, 1–6.
5. Dubey S., Sarvaiya J. N., Seshadri B. (2013). Temperature Dependent Photovoltaic (PV) Efficiency and Its Effect on PV Production in the World — A Review. *Energy Procedia*, **33**, 311–321.
6. Effat H. A. (2013). Selection of Potential Sites for Solar Energy Farms in Ismailia Governorate, Egypt using SRTM and Multicriteria Analysis. *Int. J. Adv. Remote Sensing and GIS*, **2**, 205–220.
7. Fazelpour F., Vafaeipour M., Rahbari O., Shirmohammadi R. (2013). Considerable parameters of using PV cells for solar-powered aircrafts. *Renewable & Sustainable Energy Reviews*, **22**, 81–91.
8. Gokmen N., Hu W., Hou P., Chen Z., Sera D., Spataru S. V. (2016). Investigation of wind speed cooling effect on PV panels in windy locations. *Renewable Energy*, **90**, 283–290.
9. Goossens D., Kerschaefer E. V. (1999). Aeolian dust deposition on photovoltaic solar cells: the effects of wind velocity and airborne dust concentration on cell performance. *Solar Energy*, **66**, 277–289.
10. Generation as of May lost 27 GW of installed capacity. *Ukrinform*. (2023). URL: <https://www.ukrinform.ua/rubric-economy/3714703-generacia-stanom-na-traven-vtratil-27-gvt-vstanovlenoi-potuznosti-ukrenergo.html> (Last accessed: 19.07.2023).
11. Heo J., Moon H., Chang S., Han S., Lee D. (2021). Case study of solar photovoltaic power-plant site selection for infrastructure planning using a BIM-GIS-based approach. *Appl. Sci.*, **11**(18), 8785.
12. Ibrahim A., Fudholi A., Sopian K., Othman M. Y., Ruslan M. H. (2014). Efficiencies and improvement potential of building integrated photovoltaic thermal (BIPVT) system. *Energy Conversion and Management*, **77**, 527–534.
13. Idoko L., Anaya Lara O., McDonald A. S. (2018). Enhancing PV modules efficiency and power output using multi-concept cooling technique. *Energy Reports*, **4**, 357–369.
14. Imamverdiyev N. S. (2021). Site selection for solar photovoltaic system installation using analytical hierarchy process model in Azerbaijan. *J. Belarusian State Univ. Geography and Geology*, № 1, 75–92.
15. Kaldellis J. K., Kapsali M., Kavadias K. A. (2014). Temperature and wind speed impact on the efficiency of PV installations. Experience obtained from outdoor measurements in Greece. *Renewable Energy*, **66**, 612–624.
16. Kim G. G., Choi J. H., Park S. Y., Bhang B. G., Nam W. J., Cha H. L., Park N., Ahn H. K. (2019). Prediction Model for PV Performance with correlation analysis of environmental variables. *IEEE J. Photovoltaics*, **9**, 832–841.
17. Kussul N. N., Lavreniuk N. S., Shelestov A. Y., Yailymov B., Butko I. (2016). Land cover changes analysis based on deep machine learning technique. *J. Automation and Inform. Sci.*, **48**, 42–54.
18. Mahtta R., Joshi P. K., Jindal A. K. (2014). Solar power potential mapping in India using remote sensing inputs and environmental parameters. *Renewable Energy*, **71**, 255–262.
19. Mekhilef S., Saidur R., Kamalisarvestani M. (2012). Effect of dust, humidity and air velocity on efficiency of photovoltaic cells. *Renewable & Sustainable Energy Reviews*, **16**, 2920–2925.
20. Mohammadi K., Goudarzi N. (2018). Study of inter-correlations of solar radiation, wind speed and precipitation under the influence of El Niño Southern Oscillation (ENSO) in California. *Renewable Energy*, **120**, 190–200.
21. Muhsin N., Ali W., Alzubaidy Z. (2021). The effect of temperature and other conditions on efficiency of solar panels. *J. Adv. in Electrical Devices*, **6**(03), 8–14.

22. Mustafa R. J., Gomaa M. R., Al-Dhaifallah M., Rezk H. (2020). Environmental impacts on the performance of solar photovoltaic systems. *Sustainability*, **12**(2), 608.
23. Razak A. B., Irwan Y. M., Leow W. Z., Irwanto M., Safwati I., Zhafarina M. (2016). Investigation of the effect temperature on photovoltaic (PV) panel output performance. *Int. J. Adv. Sci., Engineering and Inform. Technol.*, **6**, 682—688.
24. Shelestov A. Y., Kussul N. N. (2008). Using the fuzzy-ellipsoid method for robust estimation of the state of a grid system node. *Cybernetics and Systems Analysis*, **44**, 847—854.
25. Shorabeh S. N., Firozjaei M. K., Nematollahi O., Firozjaei H. K., Jelokhani-Niaraki M. (2019). A risk-based multi-criteria spatial decision analysis for solar power plant site selection in different climates: A case study in Iran. *Renewable Energy*, **143**, 958—973.
26. Vilanova A., Kim B., Kim C. K., Kim H. (2020). Linear-gompertz model-based regression of photovoltaic power generation by satellite imagery-based solar irradiance. *Energies*, **13**(4), 781.
27. Yeliseieva O. K., Khazan P. V. (2016). Economic and statistical analysis of solar energy in Ukrainian regions. *Statystyka Ukrainy*, **4**, 51—58 [in Ukrainian]

Стаття надійшла до редакції 19.07.2023

Після доопрацювання 19.07.2023

Прийнято до друку 15.11.2023

Received 19.07.2023

Revised 19.07.2023

Accepted 15.11.2023

N. M. Kussul^{1, 2}, Head of Department, Dr. Sci. in Tech., Professor

ORCID:0000-0002-9704-9702

E-mail: nataliia.kussul@gmail.com

S. Yu. Drozd^{1, 2}, master student

ORCID: 0000-0002-5149-5520

E-mail:sofi.drozd.13@gmail.com

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

40, Glushkov Ave., build. 4/1, Kyiv 187, 03680 Ukraine

² National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”

37, Beresteiskyi Ave., Kyiv, 03056 Ukraine

GEOSPATIAL ANALYSIS OF THE POTENTIAL OF THE TERRITORIES OF UKRAINE FOR THE LOCATION OF SOLAR POWER PLANTS BASED ON SATELLITE DATA

Climate change necessitates the relevance of renewable energy utilization worldwide. The Green Deal defines the energy development policy in Europe until 2030. This challenge holds particular significance for Ukraine in the context of post-war energy infrastructure recovery. Therefore, an important issue is the analysis of the suitability of Ukrainian territories for the installation of large-scale solar power plants (solar farms) and the optimization of their placement. This research aims to determine the suitability of Ukrainian territories for solar power plant placement using satellite data on climate and terrain characteristics. Among the factors determining the suitability of the territory for solar farms, the greatest impact lies in climatic indicators, including data on the total global horizontal solar irradiation (GHI), accumulated temperature above 25 °C at a height of 2 meters, average annual wind speed, and map of accumulated annual precipitation from the ERA5-Land dataset. In this study, terrain maps containing information on elevations, slopes, and terrain shading from the Shuttle Radar Topography Mission (SRTM) project were also used to determine the suitability of the territories. The suitability of the territories is determined through geospatial analysis using weighted sums. Based on the research results, a suitability map was constructed, depicting the distribution of zones with different suitability coefficients (ranging from 0 to 1). It was found that a significant portion of Ukraine's territory is favorable for the placement of solar power plants. Over 48 % of the country has moderate suitability values (0.3...0.4). The obtained suitability map was used to analyze the optimal placement of already constructed major solar power plants in Ukraine. Data from Wikimapia was utilized to determine the locations of these energy facilities. Overall, all the analyzed large-scale solar power plants in Ukraine were situated in optimal territories. The research also revealed that certain regions, such as Odesa, Poltava, Kharkiv, Zaporizhzhia, Dnipro, Donetsk, and Luhansk, have good suitability values (0.3...0.4) but are not fully utilized. These areas have significant potential for the future construction of powerful and productive solar power plants.

Keywords: solar power plants, suitability of territories, satellite data, climate, relief, geospatial analysis, method of weighted sums.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.044>
УДК 629.783, 550.388

В. В. КОЛОДЯЖНИЙ^{1,2}, мол. наук. співроб., аспірант

E-mail: Vyacheslav.Kolodyazhnyi@infiz.khpi.edu.ua

М. В. ЛЯШЕНКО¹, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук

E-mail: intercosmos80@gmail.com

Л. Я. ЄМЕЛЬЯНОВ¹, пров. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: leonid.ya.emelyanov@gmail.com

Д. А. ДЗЮБАНОВ², проф., канд. фіз.-мат. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: Dmytro.Dziubanov@khpi.edu.ua

¹ Інститут іоносфери Національної академії наук України та Міністерства освіти і науки України
вул. Кирпичова 16, Харків, Україна, 61001

² Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут»
вул. Кирпичова 2, Харків, Україна, 61001

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОСТОРОВО-ЧАСОВИХ ВАРІАЦІЙ ПАРАМЕТРІВ ФІЗИЧНИХ ПРОЦЕСІВ У ІОНОСФЕРНІЙ ПЛАЗМІ НАД УКРАЇНОЮ НА ФАЗІ МАКСИМУМУ 24-ГО ЦИКЛУ СОНЯЧНОЇ АКТИВНОСТІ (2012—2015 pp.)

Об'єктом дослідження є фізичні процеси, що відбуваються в іоносферній плазмі. Предмет дослідження: просторово-часові залежності основних параметрів іоносферної плазми, отримані за допомогою радара некогерентного розсіяння. Методи дослідження охоплюють наземний радіофізичний метод некогерентного розсіяння радіохвиль, статистичний аналіз результатів спостереження та напівемпіричне моделювання параметрів динамічних і теплових процесів.

Виконано моделювання та аналіз просторово-часових варіацій параметрів динамічних і теплових процесів у іоносфері на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності (2012—2015 pp.) з використанням експериментальних даних харківського радара некогерентного розсіяння. Для періодів рівнодень та сонцестоянь побудовано добові залежності параметрів процесів у іоносферній плазмі на висотах 210...450 км. Отримано значення спричинених амбіполярною дифузією швидкості перенесення плазми та щільності потоку заряджених частинок, а також щільності повного плазмового потоку. Розраховано значення енергії, яка надходить до електронного газу, щільності потоку тепла, що переноситься електронами з плазмосфери до іоносфери, швидкості еквівалентного нейтрального вітру та меридіональної складової швидкості нейтрального вітру.

Для розглянутих періодів виявлено, що ефекти варіацій космічної погоди та геомагнітної активності суттєво проявилися у варіаціях щільності потоку плазми за рахунок амбіполярної дифузії, щільності повного потоку плазми, а також енергії, яка підводиться до електрона за одиницю часу. Кількісні та якісні характеристики цих параметрів були типовими, але в деяких випадках істотно змінювалися (у 2...3 рази) навіть у моменти незначного посилення геомагнітної активності.

Ключові слова: іоносфера, моделювання іоносфери, динамічні та теплові процеси в іоносфері, радіофізичні методи дослідження геокосмосу, сонячна активність.

Цитування: Колодяжний В. В., Ляшенко М. В., Ємельянов Л. Я., Дзюбанов Д. А. Моделювання просторово-часових варіацій параметрів фізичних процесів у іоносферній плазмі над Україною на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності (2012—2015 pp.). *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1 (146). С. 44—65. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.044>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Дослідження стану іоносфери у періоди високої і низької сонячної активності є підґрунтям для розвинення фундаментальних знань про навколоземний космічний простір. Накопичення й аналіз спостережного матеріалу сприяє розвитку і вдосконаленню наявних моделей іонізованої та нейтральної складових верхньої атмосфери Землі. Особливо інформативним є використання даних, отриманих за допомогою методу некогерентного розсіяння (НР).

Дослідження динаміки іоносфери дозволяють пояснити варіації властивостей геокосмічного середовища при змінах сонячної та геомагнітної активності. До основних процесів у геокосмічній плазмі належать динамічні та теплові процеси, які зумовлюють зміну її властивостей та взаємодію з іншими складовими геокосмосу. Динамічні процеси охоплюють рух плазми та його зміни під впливом зовнішніх факторів, таких як сонячний вітер, магнітні бурі та інші явища, які впливають на розподіл плазми в іоносфері та магнітосфері. Теплові процеси, у свою чергу, визначають розподіл тепла у плазмі та теж впливають на її структуру. Розуміння цих процесів є ключем до вирішення багатьох науково-практичних задач, таких як прогнозування космічної погоди, розвиток комунікаційних технологій та підвищення надійності супутникових систем, що є важливим в контексті сучасних досліджень сонячно-земних зв'язків та геокосмосу [7, 24].

Велику кількість публікацій присвячено вивченню варіацій параметрів іоносферної плазми в різних геліогеофізичних умовах [8, 9, 18, 21, 22, 23, 25, 27, 30]. Зокрема, значна увага приділяється вивченню ефектів унікальних явищ у геокосмічному просторі — сильних геомагнітних бур, сонячних затемнень та інших [10, 14]. Ця робота продовжує дослідження варіацій параметрів фізичних процесів у іоносфері, ґрунтуючись на результатах, отриманих раніше у роботах [1, 3—6, 13, 28], та дає суттєво нові відомості порівняно з даними [3], отриманими у періоди низької активності Сонця. Метою роботи є моделювання просторово-часових варіацій параметрів динамічних і теплових процесів у іоносфері у періоди рівнодень та сонцестоянь

на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності (2012—2015 рр.). Результати розрахунків сприяють подальшому розвитку регіональної моделі іоносфери CERIM ION (Central Europe Regional Ionospheric Model) [2, 11], створеної в Інституті іоносфери Національної академії наук України та Міністерства освіти і науки України.

МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ ТА ГЕЛІОГЕОФІЗИЧНА ОБСТАНОВКА

Для дослідження іоносфери у глобальному масштабі використовується мережа радарів НР та цифрових іонозондів [17, 19, 26, 29]. Метод НР дозволяє одночасно і в широкому діапазоні висот отримувати дані про основні іоносферні параметри, які характеризують склад земної газової оболонки, а також динамічні та теплові процеси в ній [15, 16]. Серед основних переваг цього методу є можливість його одночасного застосування як вище, так і нижче максимуму іонізації.

Радар НР Інституту іоносфери Національної академії наук України та Міністерства освіти і науки України (далі по тексту харківський радар НР) є основним та найбільш інформативним джерелом даних про параметри геокосмічної плазми в середніх широтах Центральної Європи [12]. Радар забезпечує високу точність і роздільну здатність за висотою під час вимірювання таких параметрів іоносфери: концентрації електронів N_e , температури електронів T_e , температури іонів T_i , вертикальної складової швидкості переносу заряджених частинок v_z та відносного вмісту іонів O^+ , He^+ , H^+ . Для загального контролю стану іоносфери та калібрування отриманого методом НР нормованого висотного профілю концентрації електронів у його максимумі за визначеною критичною частотою шару F2 іоносфери використовується цифровий іонозонд.

Вимірювання параметрів іоносфери за допомогою харківського радара НР виконувалися для періодів, близьких до рівнодень та сонцестоянь на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності. З табл. 1 видно, що розглянуті періоди характеризувалися середньою та високою сонячною активністю та здебільшого спокійними геомагнітними умовами. Значення індексу $F_{10.7}$

Таблиця 1. Параметри стану космічної погоди для обраних дат

Дата	$F_{10.7}$	A_p	K_p
<i>Весняне рівнодення</i>			
27.03.2012	106	13	1 2 1 3 3 3 3 4
28.03.2012	107	13	4 4 3 2 2 1 2 1
18.03.2013	118	7	3 2 2 2 1 1 2 2
19.03.2013	110	5	2 1 1 0 0 1 2 2
19.03.2015	109	28	4 4 4 5 5 3 3 4
20.03.2015	113	24	5 3 5 3 3 3 3 5
<i>Літнє сонцестояння</i>			
19.06.2012	110	3	0 1 1 1 1 1 1 1
20.06.2012	104	4	2 2 1 1 1 1 1 1
18.06.2013	125	5	1 1 1 1 1 2 2 1
19.06.2013	123	5	2 1 0 1 1 2 1 2
23.06.2014	93	5	1 1 0 0 1 1 0 3
24.06.2014	94	6	3 3 2 1 1 1 2 1
17.06.2015	136	14	3 3 3 3 4 3 1 1
18.06.2015	151	7	3 2 1 2 2 2 1 1
<i>Осіннє рівнодення</i>			
25.09.2012	140	2	1 0 0 1 1 1 0 0
26.09.2012	139	6	1 1 1 1 2 1 3 2
24.09.2013	110	9	2 1 1 3 4 3 1 1
25.09.2013	111	4	2 2 2 1 1 1 0 1
22.09.2014	130	9	2 3 2 2 3 2 2 2
23.09.2014	138	11	3 2 2 2 3 3 3 3
24.09.2015	107	8	3 3 2 1 1 1 2 2
25.09.2015	120	7	2 2 1 2 3 1 1 1
<i>Зимове сонцестояння</i>			
18.12.2012	116	6	1 2 2 2 2 2 1 1
19.12.2012	113	4	1 2 1 1 1 0 1 1
17.12.2013	159	3	2 1 0 0 0 1 2 1
18.12.2013	156	4	1 1 2 1 0 1 1 2
17.12.2014	192	8	3 3 2 1 1 2 2 1
18.12.2014	213	5	1 1 1 1 1 2 2 2
21.12.2015	122	38	6 6 5 4 3 3 2 3
22.12.2015	130	13	3 3 3 4 2 1 2 2

(потік сонячного радіовипромінювання на хвилі довжиною 10.7 см) коливалися у межах від 93 до 213 одиниць. У період 19—20 березня 2015 р. спостерігалася слабка магнітна буря (планетарний індекс магнітного поля Землі $K_{p\max} = 5$).

Крім цього, 21 грудня 2015 р. відбувалася помірна магнітна буря ($K_{p\max} = 6$).

Теоретичні співвідношення, які використовувалися в цій роботі, наведено в роботах [3—6]. Для розрахунку параметрів динамічних і теплових процесів використовувалися експериментальні дані (N_e , T_e , T_i і v_z) харківського радара НР. Параметри нейтральної атмосфери розраховувалися за допомогою емпіричної моделі NRLMSISE-00 [20].

РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ

Розглянемо просторово-часові залежності параметрів фізичних процесів у іоносфері на фазі максимуму 24-го циклу сонячної активності (2012—2015 рр.).

1. Вертикальна складова швидкості переносу плазми за рахунок амбіполярної дифузії. *Весняне та осіннє рівнодення.* Добові варіації швидкості v_d у періоди весняного та осіннього рівнодень подібні між собою (рис. 1, а, б), оскільки ніч та день на середніх широтах мають приблизно однакову тривалість. Вдень значення v_d близькі до нуля в діапазоні висот 210...400 км в усі розглянуті роки, у нічні години спостерігалася перенесення плазми вниз ($v_d < 0$). На висоті 210 км швидкість v_d вночі не перевищувала значень -9 м/с, а на висоті 250 км вона не перевищувала значень -15 м/с. Як для весняного, так і для осіннього рівнодення, значення v_d збільшувалися зі збільшенням висоти. Основні риси та особливості v_d на середніх широтах полягають у тому, що вдень значення v_d зазвичай збільшуються зі збільшенням висоти, а вночі спостерігається перенесення плазми вниз. Висока сонячна активність призводить до збільшення v_d , оскільки сонячна радіація нагріває іонізований шар іоносфери та стимулює рух частинок. На висоті 350 км вночі $v_d \approx -30$ м/с. Добові варіації v_d восени 2015 р. мали певні особливості: на висотах 350...450 км у нічні та ранкові години (00:00—06:00 EEST) значення v_d майже удвічі перевищували аналогічні показники інших років.

Зимове та літнє сонцестояння. Добові варіації v_d у періоди сонцестоянь наведено на рис. 1, в, г. Як видно з рис. 1, в, форми добових варіацій v_d на висотах 210...400 км подібні між собою. На

цих висотах спостерігалася перенесення плазми вниз. На висоті 450 км у нічні та ранкові години (00:00—10:00 EEST) у варіаціях v_d 2015 р. спостерігався квазіхвильовий процес з періодом близько 2.5 год, що пов'язано з наявністю хвильових збурень в іоносфері. Опівдні на висотах 210...300 км значення v_d варіювали від 0 до -6 м/с, у нічні години v_d не перевищували -25 м/с. На висотах 350...400 км денні значення v_d змінювалися від 0 до -20 м/с, в нічні години значення v_d не перевищували -40 м/с. Форми висотних профілів v_d для зимового сонцестояння (рис. 1, з) є типовими для цих умов, але на висотах 300...450 км у денні години спостерігалася зміна знаку ($v_d > 0$), що свідчить про зміну напрямку перенесення заряджених частинок за рахунок амбіполярної дифузії. Слід зазначити, що на висоті 450 км значення швидкості v_d у 2012 р. в ранкові (05:00—08:00 EEST) та вечірні (20:00—23:00 EEST) години суттєво перевищували аналогічні значення v_d для 2013—2015 рр.

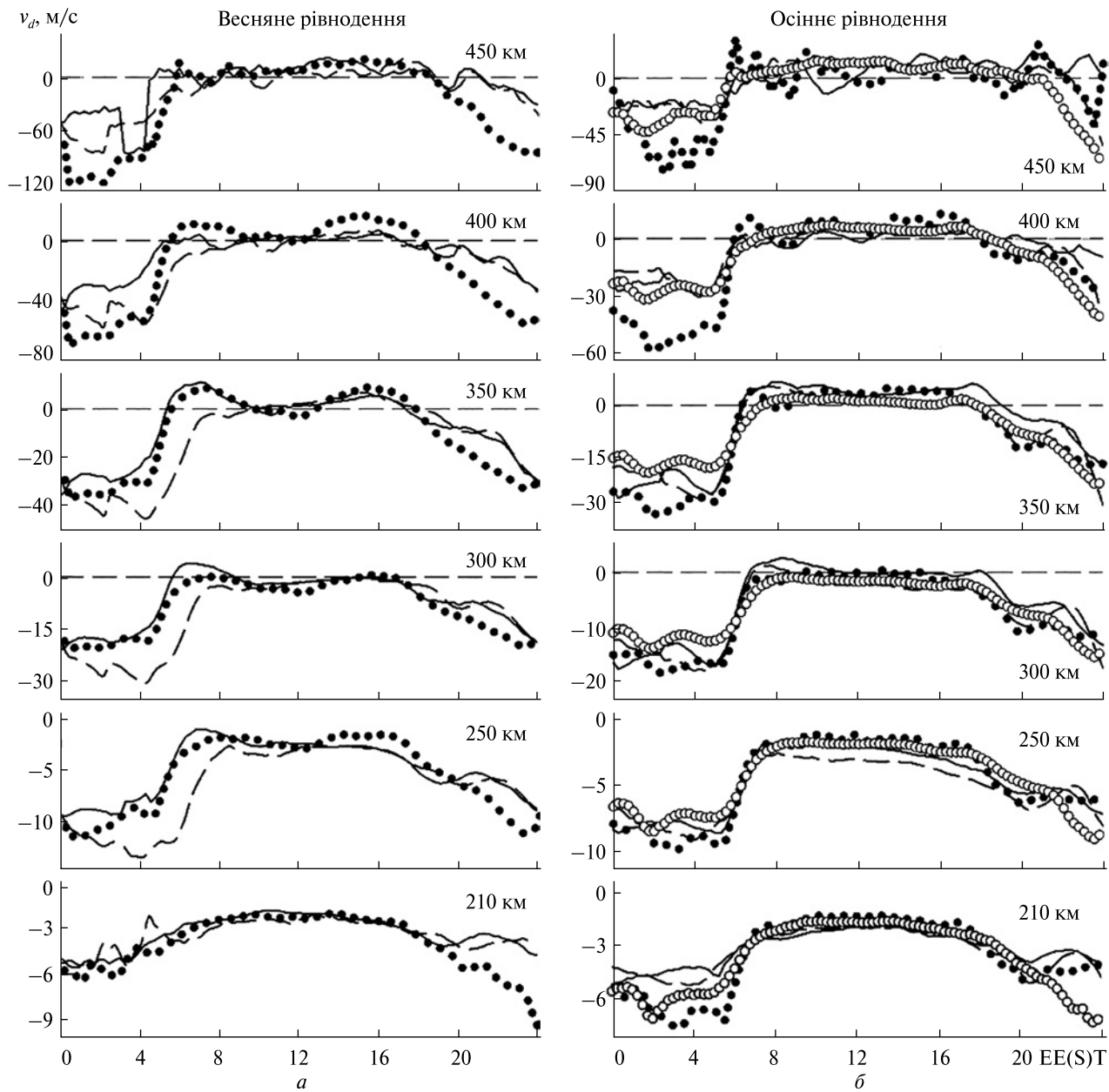
2. Щільність потоку плазми за рахунок амбіполярної дифузії. *Весняне та осіннє рівнодення.* На рис. 2, а, б представлено добові варіації щільності потоку заряджених частинок за рахунок амбіполярної дифузії у періоди рівнодень у 2012—2015 рр. на фіксованих висотах. Як навесні, так і восени дифузійний потік плазми Π_d на малих висотах практично відсутній, значення Π_d збільшуються зі збільшенням висоти. У денні години на висотах 210, 250 та 300 км значення Π_d у період весняного рівнодення не перевищували $-1.5 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$, $-3 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ та $-4 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ відповідно. У період осіннього рівнодення (рис. 2, б) значення Π_d на цих висотах не перевищували $-2 \cdot 10^{12}$, $-4 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ та $-5 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ відповідно. У діапазоні висот 350...450 км денні значення Π_d близькі до нуля в усі розглянуті роки. Як і для v_d , висока сонячна активність призводить до збільшення значень Π_d , оскільки сонячна радіація стимулює іонізацію та утворення іоносферної плазми.

Зимове та літнє сонцестояння. У період літнього сонцестояння (рис. 2, в) в денні години на висотах 210, 250 та 300 км значення щільності потоку плазми Π_d за рахунок амбіполярної дифузії не перевищували $-1.5 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$,

$-3 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ та $-6 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ відповідно. Як і для v_d , у варіаціях Π_d 2015 р. на висоті 450 км в нічні та ранкові години (00:00—10:00 EEST) спостерігався квазіхвильовий процес з періодом близько 2.5 год, а значення Π_d варіювали від $-16 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ до $2 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$. Взимку в діапазоні висот 300...450 км у денні години (08:00—16:00 EEST) спостерігався висхідний потік плазми (рис. 2, з). Добові варіації Π_d взимку 2014 р. мали певні особливості. На висотах 210...300 км та 400...450 км у денні години значення Π_d (за модулем) перевищували значення інших років, що пояснюється збуреними геліогеофізичними умовами 18 грудня 2014 р.

3. Щільність повного потоку плазми. *Весняне та осіннє рівнодення.* На рис. 3, а, б представлено добові варіації щільності повного потоку плазми Π_p в іоносфері у періоди рівнодень у 2012—2015 рр. Як видно з рис. 3, а, на висотах 210...400 км впродовж доби спостерігався низхідний потік плазми. Максимальні значення Π_p , які спостерігалися на висотах 210...300 км, варіювали приблизно від $-40 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ до $-50 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$. На висотах 350...450 км значення Π_p були меншими. У нічні години значення Π_p не перевищували $-15 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$. Для осіннього рівнодення (рис. 3, б) варіації Π_p за якісними та кількісними характеристиками були подібними до весняних. Максимальні значення Π_p спостерігалися в денні години на висотах 210 та 250 км та становили приблизно $-60 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$. Зі збільшенням висоти значення Π_p були меншими. Вночі значення Π_p не перевищували $-20 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$.

Зимове та літнє сонцестояння. Добові варіації щільності повного потоку плазми для періодів сонцестоянь наведено на рис. 3, в, г. Влітку добові варіації Π_p в усьому висотному діапазоні мали схожий характер часових залежностей. Денні значення Π_p не перевищували $-30 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$. У нічні години на висотах 210 та 250 км значення Π_p варіювали від $-5 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ до $-25 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$. Взимку (рис. 3, г) максимальні значення Π_p спостерігалися у ранкові та денні години (10:00—15:00 EEST) та становили $-90 \cdot 10^{12}$ м $^{-2}$ с $^{-1}$ на висотах 210 та 250 км, а також -10^{14} м $^{-2}$ с $^{-1}$ на висоті 300 км. У висотному діа-



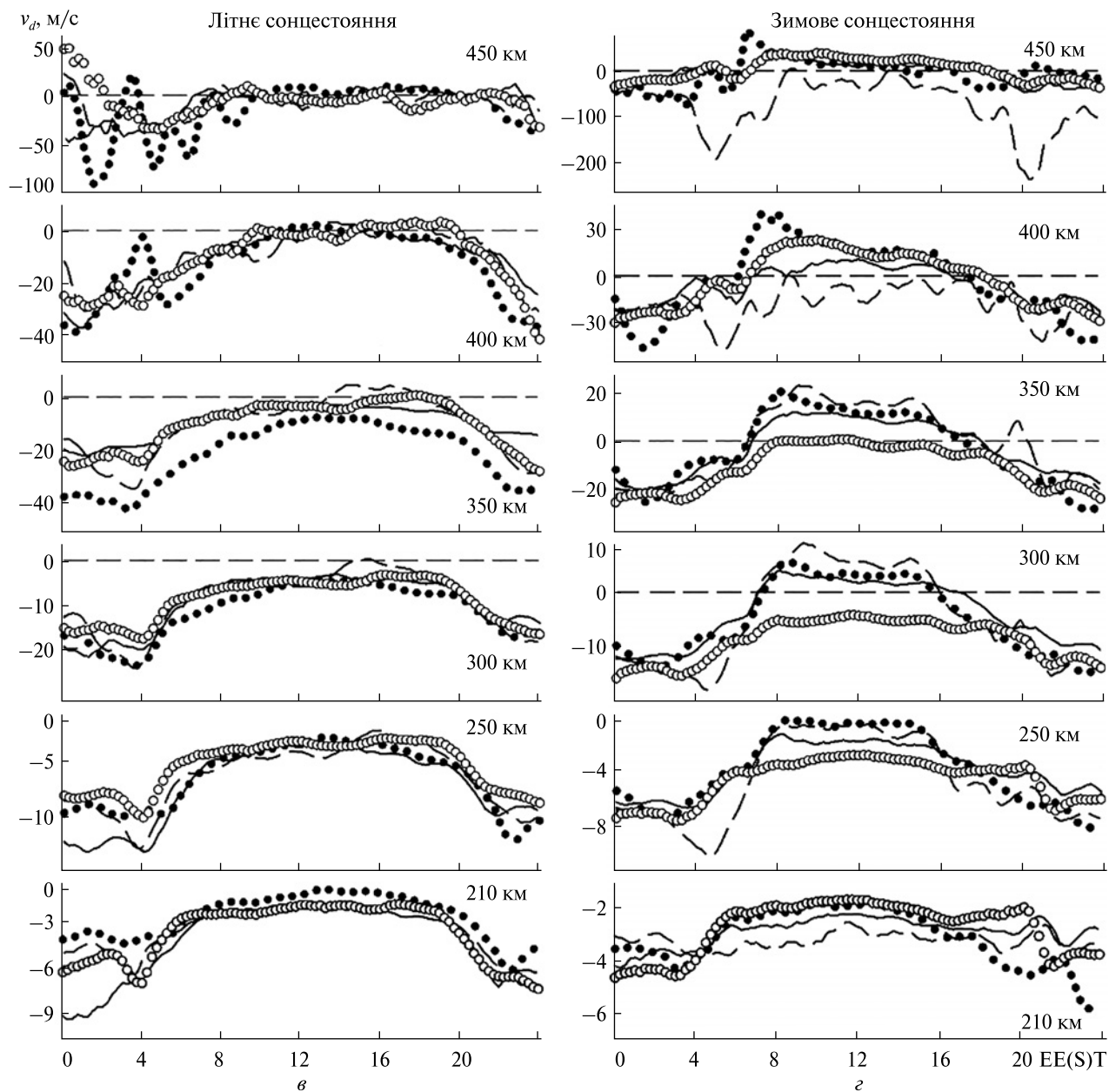
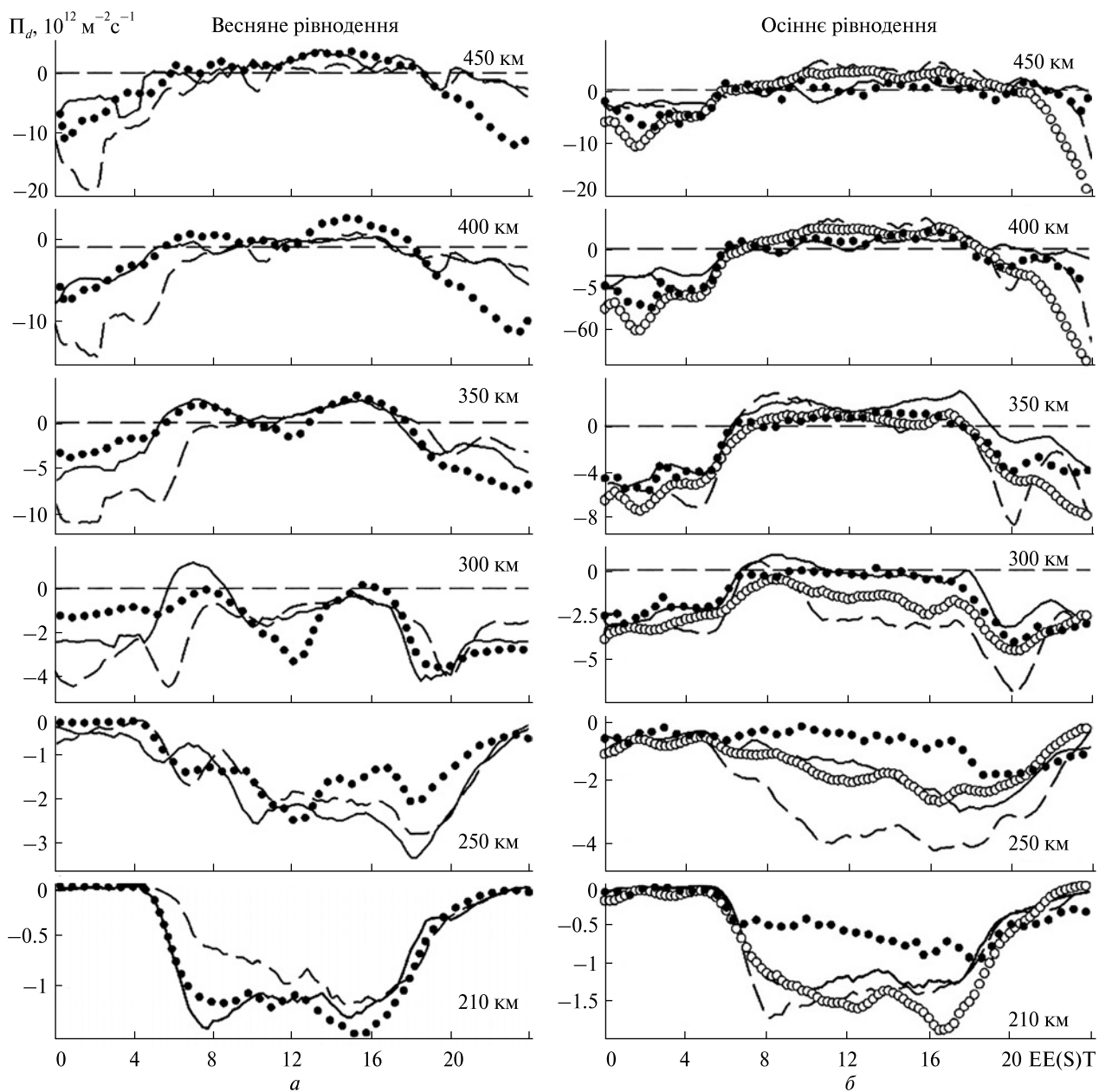


Рис. 1. Добові варіації вертикальної складової швидкості v_z переносу плазми за рахунок амбіполярної дифузії для періодів: весняного (а) та осіннього (б) рівнодень; літнього (в) та зимового (г) сонцестоянь у 2012 р. (штрихова лінія), 2013 р. (суцільна лінія), 2014 р. (кружки) та 2015 р. (точки).



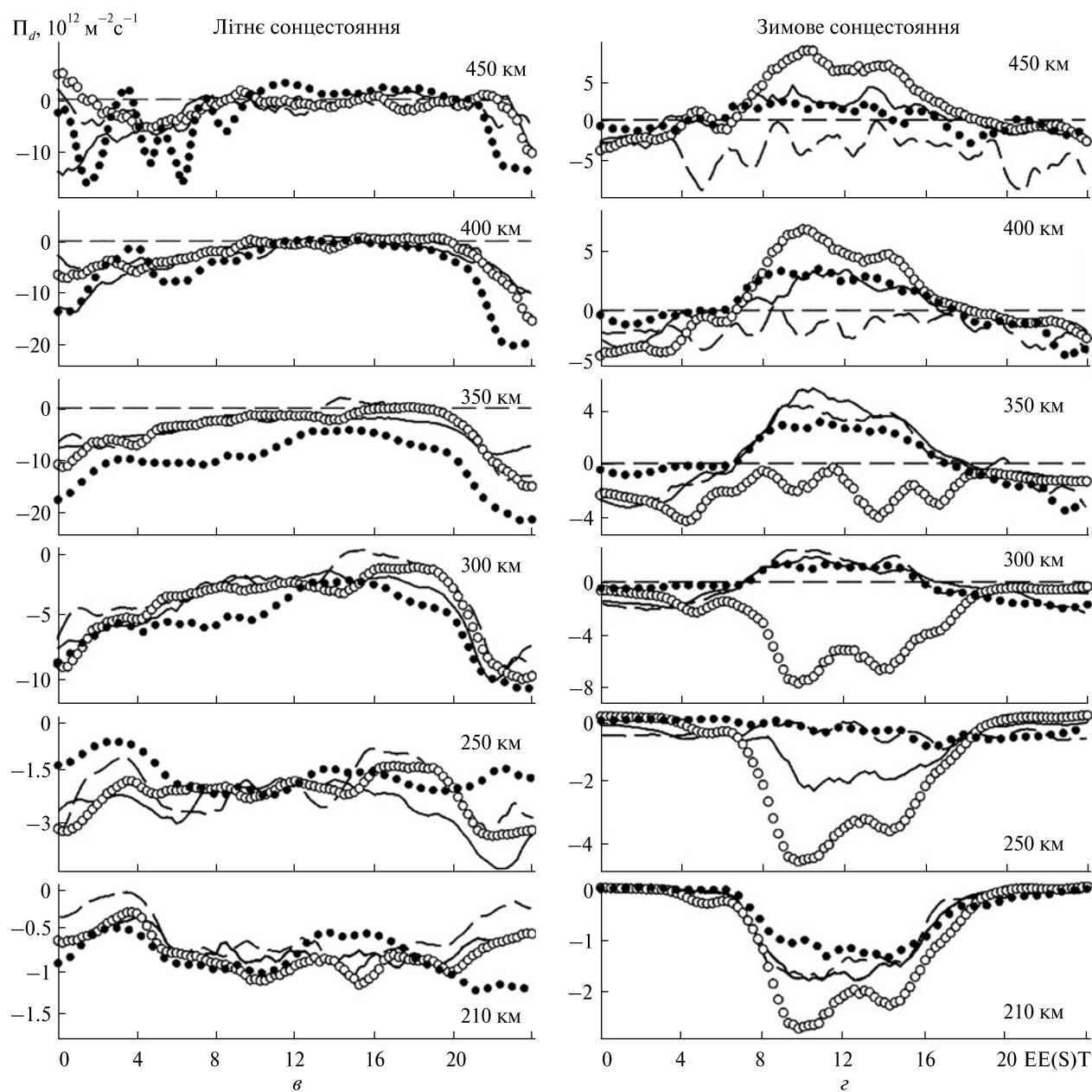
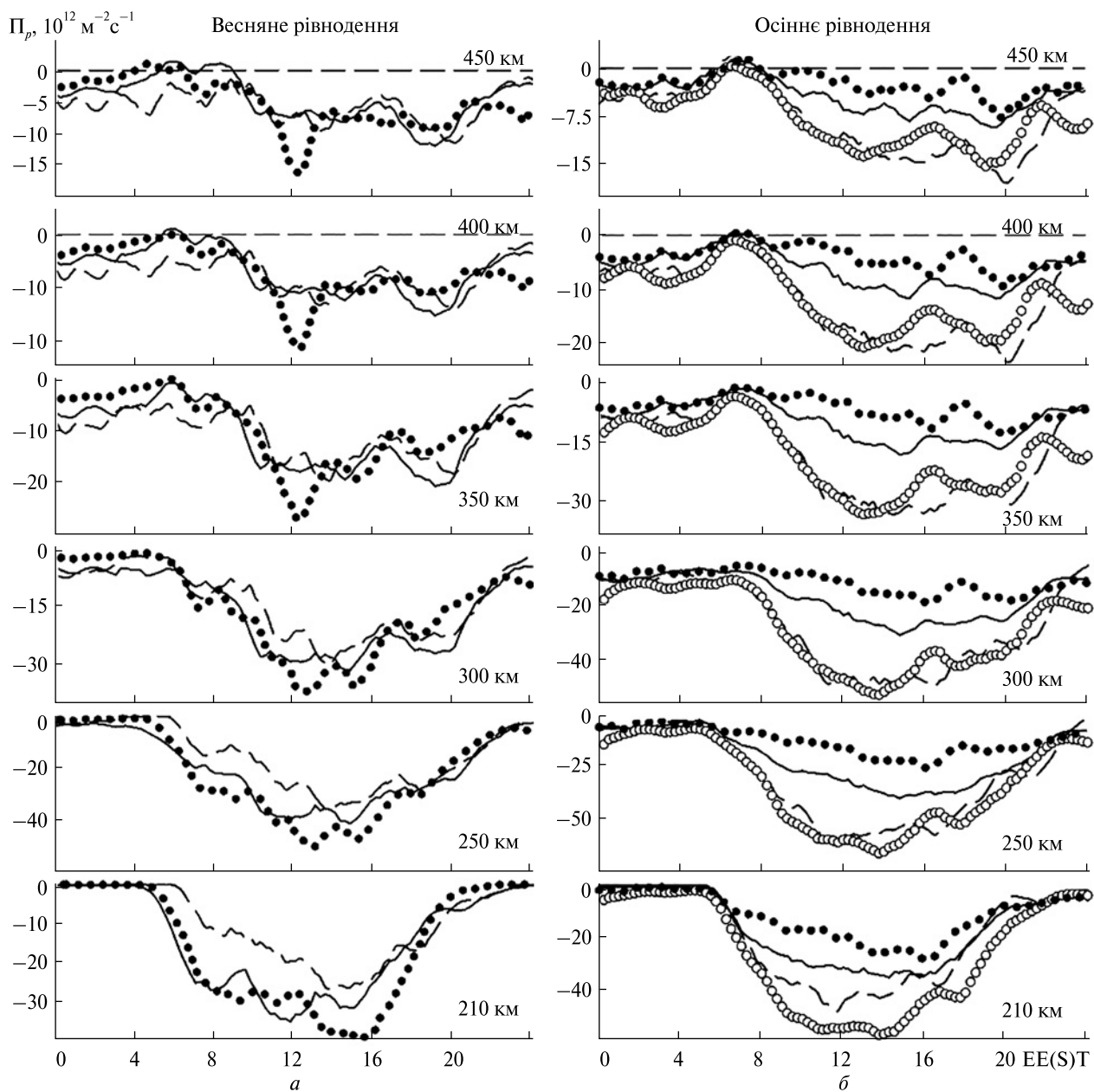


Рис. 2. Добові варіації щільності потоку плазми за рахунок амбіполярної дифузії Π_d для періодів: весняного (а) та осіннього (б) рівнодень; літнього (в) та зимового (г) сонцестоянь у 2012 р. (штрихова лінія), 2013 р. (суцільна лінія), 2014 р. (кружки) та 2015 р. (точки)



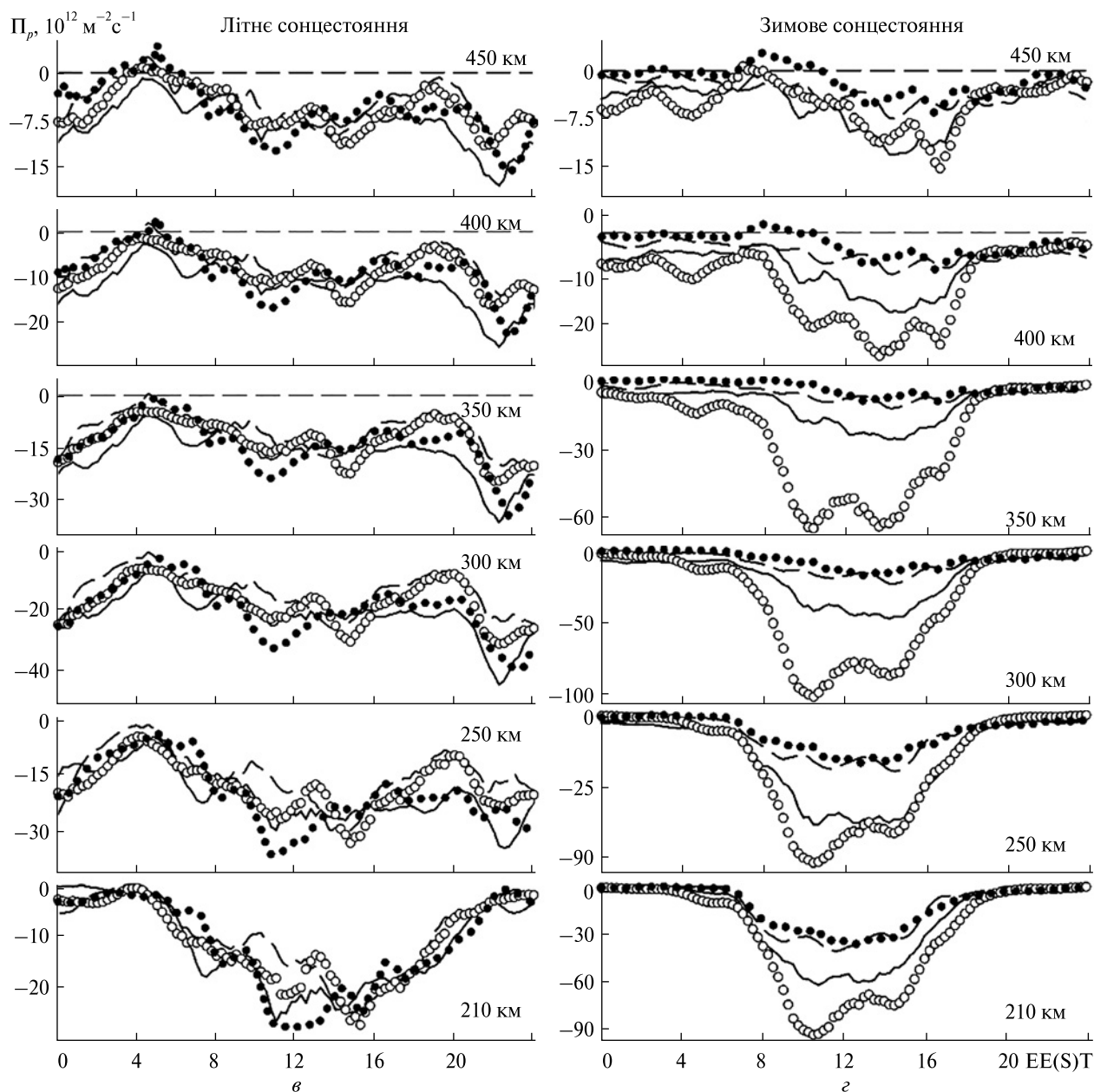


Рис. 3. Добові варіації щільності повного потоку плазми в іоносфері P_p для періодів: весняного (а) та осіннього (б) рівнодень; літнього (в) та зимового (г) сонцестояння у 2012 р. (штрихова лінія), 2013 р. (суцільна лінія), 2014 р. (кружки) та 2015 р. (точки)

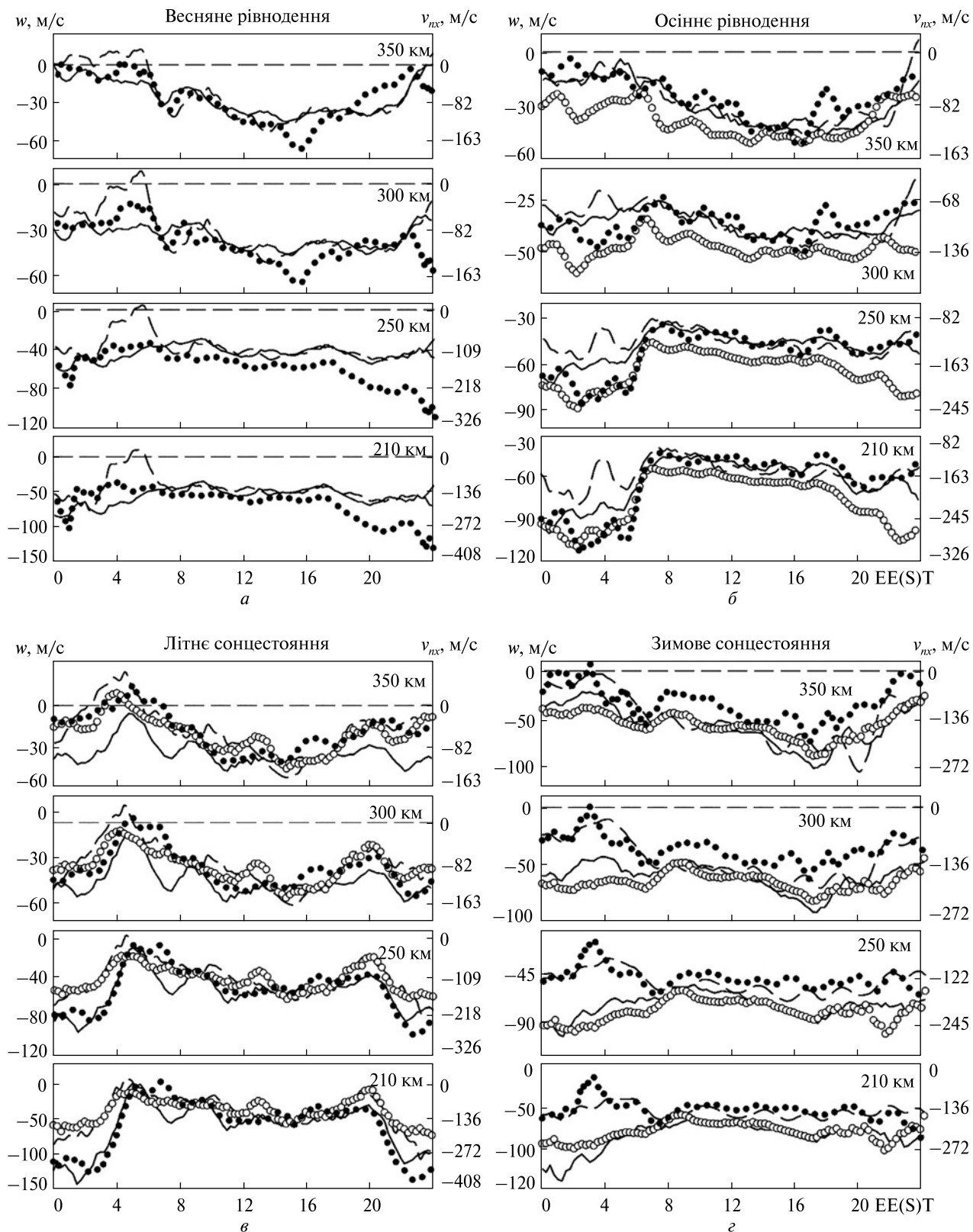


Рис. 4. Добові варіації швидкості еквівалентного нейтрального вітру w і швидкості меридіональної складової нейтрального вітру v_{nx} для періодів: весняного (а) та осіннього (б) рівнодень; літнього (в) та зимового (г) сонцестоянь у 2012 р. (штрихова лінія), 2013 р. (суцільна лінія), 2014 р. (кружки) та 2015 р. (точки)

пазоні 400...450 км значення P_p були меншими. Денні значення P_p у варіаціях 2014 р. у 1.5...3 рази перевищували аналогічні показники інших років, що пояснюється високою сонячною активністю (індекс $F_{10.7}$ для 18 грудня 2014 р. становив 213 одиниць) та збуреними геліогеофізичними умовами.

4. Швидкості еквівалентного нейтрального (термосферного) вітру і меридіональної складової нейтрального вітру. Весняне та осіннє рівнодення. Добові варіації швидкості еквівалентного нейтрального вітру w і швидкості меридіональної складової нейтрального вітру v_{nx} у періоди рівнодень у 2012—2015 рр. представлено на рис. 4, а, б. Навесні (рис. 4, а) на висотах 210...300 км протягом всієї доби спостерігався спрямований до полюса вітер ($v_{nx} < 0$). На висоті 350 км у варіаціях 2012 р. в нічні та ранкові години (00:00—06:00 EEST) спостерігалася зміна напрямку вітру до екватора ($v_{nx} > 0$). Максимальні значення швидкості w спостерігалися опівночі на висоті 210 км та становили -150 м/с. На висоті 350 км значення w варіювали від -70 м/с до 15 м/с. У період осіннього рівнодення (рис. 4, б) також спостерігався нейтральний вітер, спрямований до полюса. Максимальні значення w реєструвалися вночі (близько 02:00 EEST) на висоті 210 км та становили майже -120 м/с. Зі збільшенням висоти величина w зменшувалася до середніх значень -30 м/с на висоті 350 км.

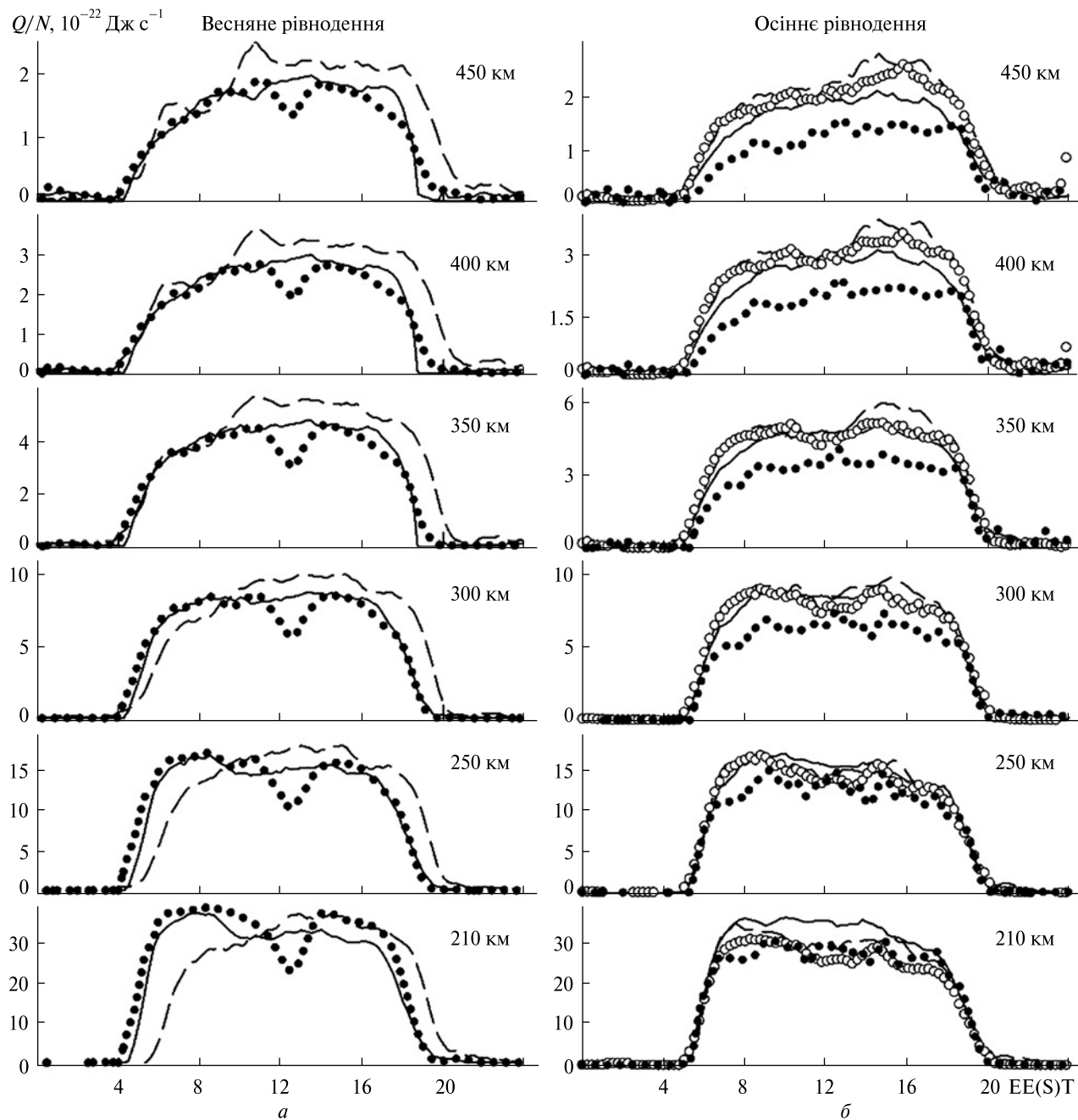
Зимове та літнє сонцестояння. На рис. 4, в, г наведено добові варіації швидкості еквівалентного нейтрального вітру w і швидкості меридіональної складової нейтрального вітру v_{nx} у періоди сонцестоянь у 2012—2015 рр. Влітку (рис. 4, в), як і для періодів рівнодень, спостерігався нейтральний вітер, спрямований до полюса. Максимальні значення швидкості еквівалентного нейтрального вітру на висоті 210 км становили -100 м/с вночі та -50 м/с вдень. Зі збільшенням висоти нічні значення w зменшилися приблизно до $15...60$ м/с (за модулем). Взимку (рис. 4, г) протягом доби також спостерігався нейтральний вітер, спрямований до полюса. Максимальні значення w , які спостерігалися на висоті 210 км, сягали приблизно -135 м/с вночі та -90 м/с вдень. На висоті

350 км середні значення швидкості вітру становили $w \approx -60$ м/с.

5. Величина енергії, що підводиться до електрона за одиницю часу. Основна характеристика добових варіацій Q/N (де $N = N_e$) полягає в тому, що вночі підведення енергії до електронів не відбувається, а значення Q/N у цей час близькі до нуля в усьому розглянутому діапазоні висот. Починаючи з моменту сходу Сонця, відбувається збільшення величини Q/N , а після заходу Сонця — її зменшення до фонових нічних значень. Максимальні денні значення Q/N спостерігаються на висотах 210...250 км, зі збільшенням висоти величина Q/N зменшується.

Весняне та осіннє рівнодення. На рис. 5, а, б представлено добові варіації величини енергії, що підводиться до електрона за одиницю часу, для періодів рівнодень у 2012—2015 рр. Навесні (рис. 5, а) у 2012 та 2013 рр. добові варіації Q/N подібні між собою. У варіаціях 2015 р. близько 12:00 EEST на всіх розглянутих висотах спостерігався локальний мінімум значень Q/N . Загалом максимальні значення Q/N спостерігалися на висоті 210 км та дорівнювали приблизно $40 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$ в ранкові години та після опівдня. На висоті 450 км у денні години максимальні значення Q/N становили приблизно $2 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$. Для періоду осіннього рівнодення (рис. 5, б) маємо подібні значення Q/N . Максимальні денні значення Q/N спостерігалися на висоті 210 км та становили приблизно $30 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$. На висоті 450 км величина Q/N зменшилася до значень $2 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$.

Зимове та літнє сонцестояння. Добові варіації величини енергії, що підводиться до електрона за одиницю часу, для періодів сонцестоянь наведено на рис. 5, в, г. Як видно з рис. 5, в, значення Q/N в діапазоні висот 210...300 км є меншими у порівнянні з величинами Q/N у період весняного рівнодення. Влітку денні значення Q/N на висоті 210 км сягали $30 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$, а на висоті 250 км — $Q/N \approx 13 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$. У діапазоні висот 300...400 км максимальні значення Q/N варіювали від $3 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$ до $8 \cdot 10^{-22}$ Дж·с $^{-1}$. Взимку (рис. 5, г) спостерігався менш тривалий період зростання Q/N у порівнянні з періодами рівнодень та літнього сонцестояння. Але максимальні



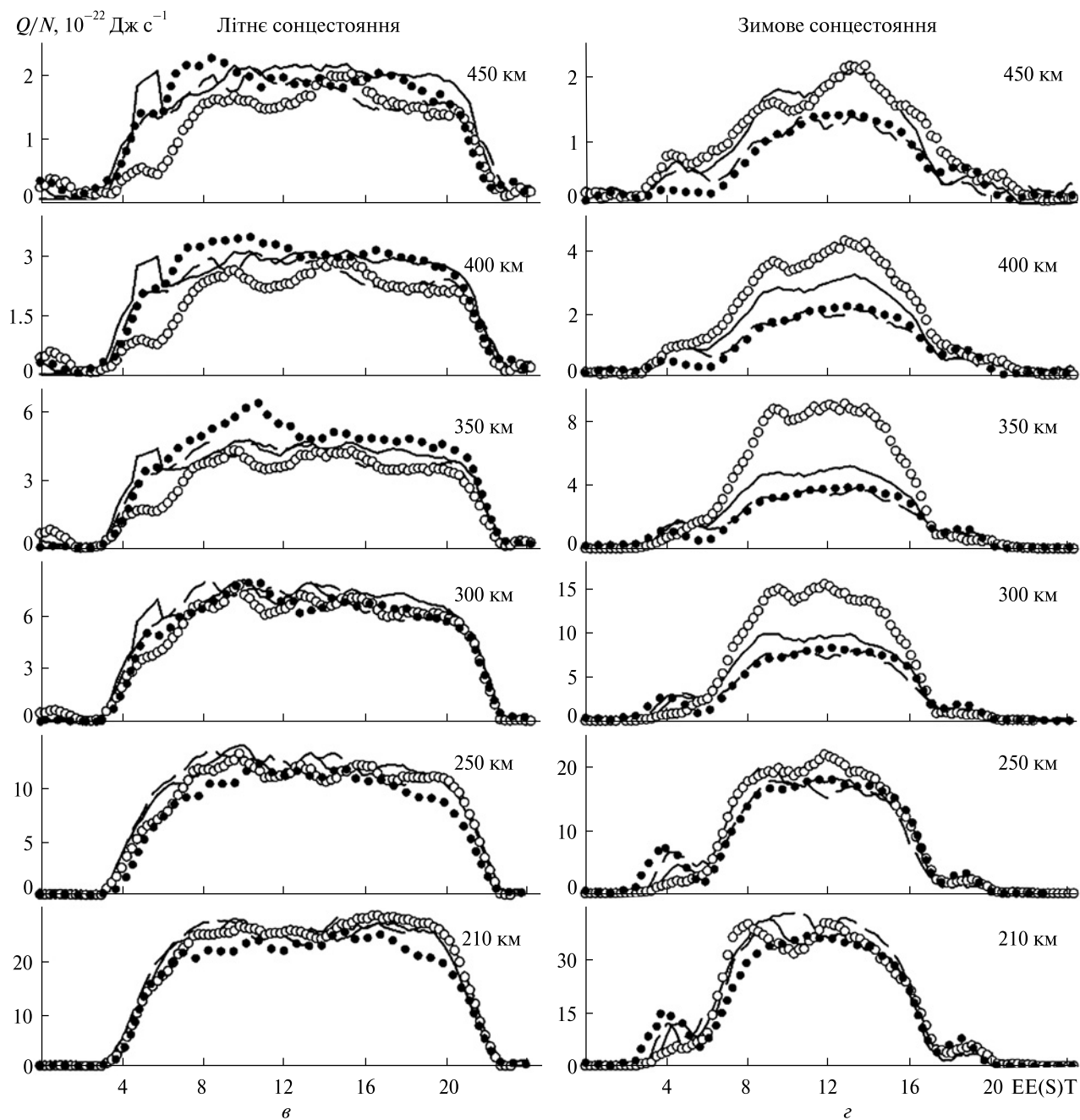
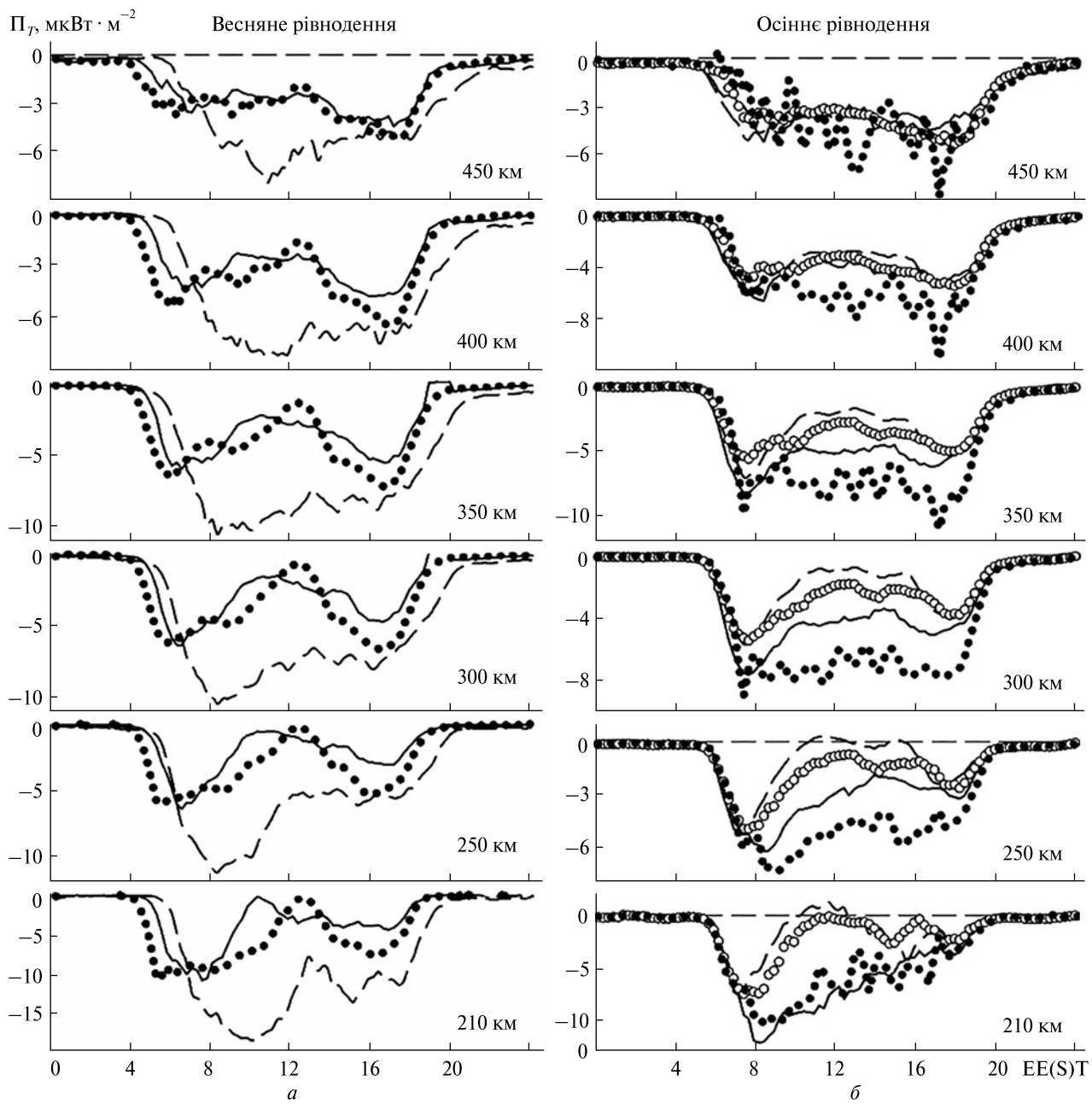


Рис. 5. Добові варіації величини енергії Q/N , яка підводиться до електрона за одиницю часу, для періодів: весняного (а) та осіннього (б) рівнодень; літнього (в) та зимового (г) сонцестоянь у 2012 р. (штрихова лінія), 2013 р. (суцільна лінія), 2014 р. (кружки) та 2015 р. (точки)



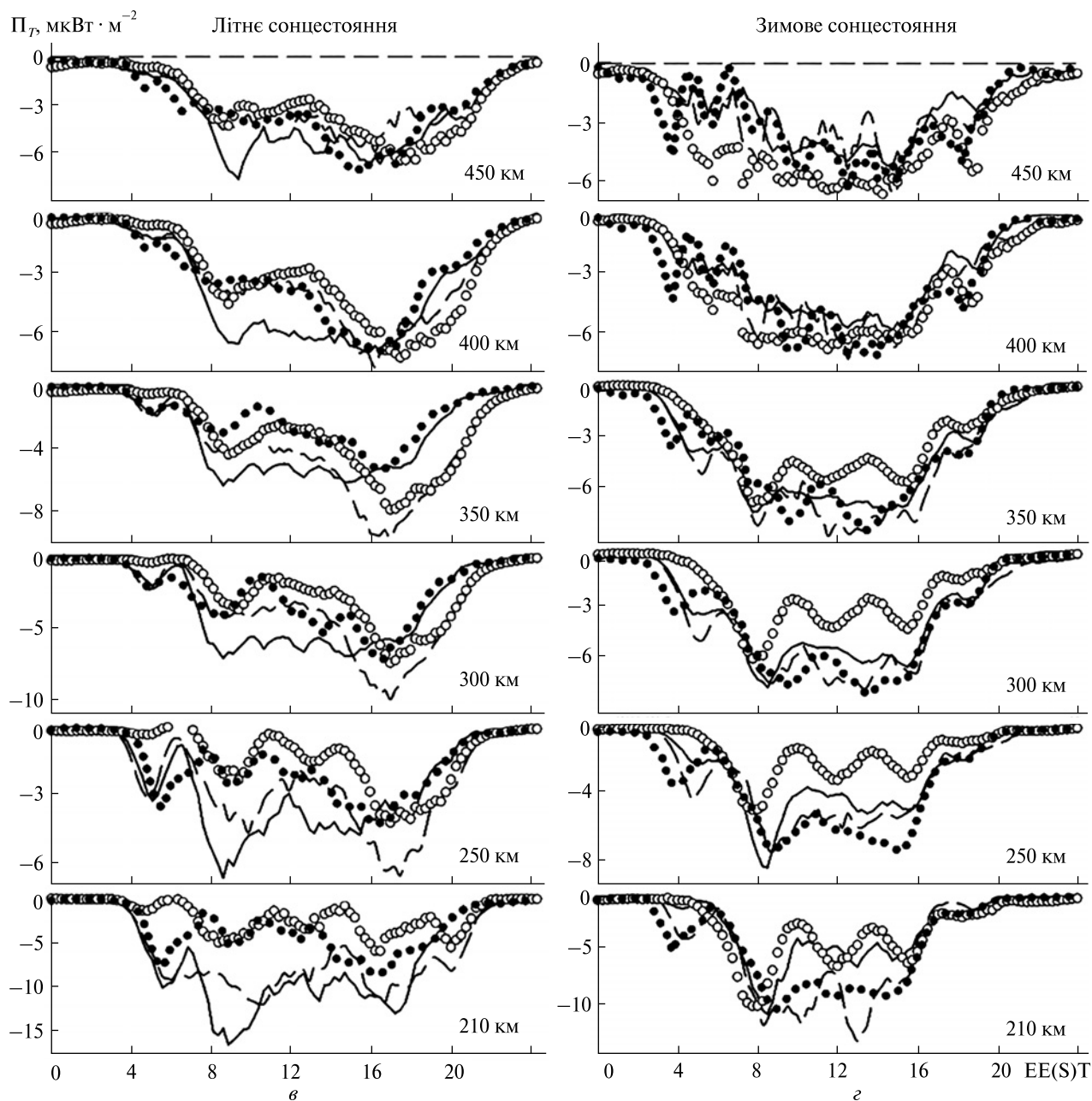


Рис. 6. Добові варіації щільності потоку тепла P_T , яке переноситься електронами в іоносферу із плазмосфери, для періодів: весняного (а) та осіннього (б) рівнодень; літнього (в) та зимового (г) сонцестояння у 2012 р. (штрихова лінія), 2013 р. (суцільна лінія), 2014 р. (кружки) та 2015 р. (точки)

значення Q/N взимку не поступалися літнім та у періоди рівнодень. У денні години значення Q/N на висоті 210 км сягали $45 \cdot 10^{-22} \text{ Дж} \cdot \text{с}^{-1}$, а на висоті 250 км — $Q/N \approx 20 \cdot 10^{-22} \text{ Дж} \cdot \text{с}^{-1}$. На висотах 300...400 км внаслідок високої сонячної активності і збурених геліогеофізичних умов (див. табл. 1) денні значення Q/N у варіаціях 2014 р. перевищували у 1.5...2 рази аналогічні показники інших років.

6. Щільність потоку тепла. Основною ознакою добових варіацій щільності потоку тепла P_T є практична відсутність потоку в нічні години та досягнення максимальних значень (за модулем) у ранкові та вечірні години.

Весняне та осіннє рівнодення. На рис. 6, а, б представлено добові варіації щільності потоку тепла, яке переноситься електронами із плазмосфери в іоносферу, у періоди рівнодень у 2012—2015 рр. Навесні (рис. 6, а) добові варіації P_T у нічні години кількісно та якісно подібні між собою. Особливістю добових варіацій P_T навесні є наявність двох максимумів — ранкового (близько 08:00 EEST) та вечірнього (близько 16:00 EEST). Локалізація цих максимумів може змінюватися в залежності від висоти та сезону, а їхня амплітуда залежить від стану космічної погоди. У варіаціях P_T навесні 2012 р. є помітними ефекти магнітних бур, основний ефект яких полягає у посиленні низхідного потоку тепла в іоносферу Землі. Така поведінка P_T цілком пов'язана з варіаціями параметрів космічної погоди та станом геомагнітної активності. На поведінку P_T восени 2015 р. (рис. 6, б) також вплинув стан космічної погоди. З рис. 6, а, б видно, що навіть невелике збурення може спричинити значні кількісні та якісні зміни у добових варіаціях P_T .

Зимове та літнє сонцестояння. На рис. 6 в, г представлено добові варіації щільності потоку тепла P_T у періоди сонцестоянь у 2012—2015 рр. Форми добових залежностей влітку (рис. 6, в) подібні між собою на всіх розглянутих висотах. Максимальні значення щільності потоку тепла спостерігалися на висоті 210 км та варіювали від $-10 \cdot 10^{-6}$ до $-15 \cdot 10^{-6} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2}$. Добові варіації P_T взимку (рис. 6, г) мали складний характер. У варіаціях 2015 р. на висотах 400...450 км в ранкові

та денні години спостерігався квазіперіодичний процес. Особливістю варіацій 2014 р. була наявність локальних максимумів на висотах 210...350 км. Максимальні значення щільності потоку тепла P_T в діапазоні висот 210...450 км варіювали від $-6 \cdot 10^{-6} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2}$ до $-12 \cdot 10^{-6} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2}$.

ОБГОВОРЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ

Виконані дослідження надають унікальну можливість оцінити динаміку і зміни параметрів іоносферної плазми, які відбуваються в залежності від рівня сонячної активності та інших геліогеофізичних чинників.

Розглянемо поведінку параметрів іоносферної плазми у спокійних геомагнітних умовах на фазах мінімуму (2009 та 2019 рр.) [3] та максимуму (2012—2015 рр.) 24-го циклу сонячної активності. Аналіз просторово-часових варіацій параметрів динамічних та теплових процесів у іоносферній плазмі на цих двох фазах сонячної активності є важливим для розуміння впливу сонячної активності на іоносферу та атмосферу Землі. Результати, отримані в рамках цього дослідження, відкривають нові можливості для прогнозування впливу сонячної активності на іоносферу.

Добові варіації вертикальної складової швидкості переносу плазми v_d за рахунок амбіполярної дифузії мають спільні риси для періодів рівнодень та сонцестоянь на обох фазах сонячної активності. На фазі мінімуму сонячної активності у періоди рівнодень в нічні години спостерігається перенесення плазми вниз ($v_d < 0$), і ця тенденція спостерігається для більшості висот. На фазі максимуму в нічний час також спостерігається перенесення плазми вниз, проте значення v_d на висотах 350...450 км є суттєво меншими. Влітку у максимумі сонячної активності у варіаціях v_d на висоті 450 км в нічний та ранковий час спостерігаються квазіперіодичні хвильові процеси.

При обох фазах сонячної активності зі збільшенням висоти спостерігається збільшення щільності потоку плазми P_d за рахунок амбіполярної дифузії. Добові варіації P_d мають схожий характер: в денні години дифузійний потік плазми практично відсутній, тоді як у нічний час спостерігається низхідний потік плазми. Макси-

мальні значення P_d подібні між собою для періодів рівнодень, проте у періоди сонцестоянь значення P_d на висотах 250...400 км переважають у 1.5...3 рази на фазі максимуму сонячної активності внаслідок більшої іонізації іоносфери.

Добові варіації щільності повного потоку плазми P_p подібні між собою для періодів рівнодень та сонцестоянь на обох фазах сонячної активності. Максимальні значення P_p на фазі максимуму сонячної активності були у 2...4 рази більшими (за модулем) порівняно з фазою мінімуму. Зокрема, денні значення щільності повного потоку плазми у період зимового сонцестояння у варіаціях 2014 р. перевищували у 1.5...3 рази аналогічні показники інших років, що може пояснюватися сезонною аномалією, характерною для високої сонячної активності (індекс $F_{10.7}$ для 18 грудня 2014 р. становив 213 одиниць).

Добові варіації швидкості еквівалентного нейтрального (термосферного) вітру w якісно подібні між собою як на фазі мінімуму, так і на фазі максимуму сонячної активності. Протягом доби переважає нейтральний вітер, спрямований до полюса. Для обох фаз сонячної активності у періоди рівнодень максимальні значення w реєструвалися вночі (близько 02:00 EEST) на висоті 210 км та становили майже -120 м/с.

Добові варіації енергії Q/N , що підводиться до електрона за одиницю часу, є типовими для всіх розглянутих періодів на обох фазах сонячної активності. Максимальні значення Q/N на фазі максимуму були в 1.3...3 рази більшими порівняно з фазою мінімуму в усьому висотному інтервалі. Загалом параметр Q/N виявляє подібну залежність в обох фазах сонячної активності.

Характерною ознакою добових варіацій щільності потоку тепла P_T є практична відсутність потоку в нічний час і досягнення максимальних значень (за модулем) в ранкові та вечірні години, що пояснюється змінами висотного градієнту температури електронів. У добових варіаціях P_T навесні спостерігалися два максимуми: ранковий (близько 08:00 EEST) та вечірній (близько 16:00 EEST). Локалізація цих максимумів може змінюватися в залежності від висоти та сезону, а амплітуда залежить від стану космічної погоди. Ці тенденції спостерігалися для обох фаз со-

нячної активності. Максимальні значення P_T на фазі максимуму були у 1.5...2.5 рази більшими порівняно з фазою мінімуму.

ВИСНОВКИ

Для характерних геофізичних періодів (весняне та осіннє рівнодення, літнє та зимове сонцестояння) побудовано та проаналізовано добові варіації параметрів динамічних та теплових процесів у іоносферній плазмі на висотах від 210 до 450 км. Розраховано значення швидкості перенесення плазми за рахунок амбіполярної дифузії, щільності повного потоку плазми та потоку заряджених частинок за рахунок амбіполярної дифузії, швидкості еквівалентного нейтрального вітру та меридіональної складової швидкості нейтрального вітру, значення енергії, що підводиться до електронного газу, а також щільності потоку тепла, яке переноситься електронами з плазмосфери до іоносфери.

Встановлено, що для більшості досліджуваних періодів варіації космічної погоди призводили до значних змін у просторово-часових варіаціях параметрів динамічних та теплових процесів у іоносфері. Ефекти варіацій космічної погоди та посилення геомагнітної активності суттєво проявилися у варіаціях щільності потоку плазми за рахунок амбіполярної дифузії, щільності повного потоку плазми, а також енергії, що підводиться до електрона за одиницю часу. Кількісні та якісні характеристики цих параметрів та їхні добові варіації у період максимуму сонячної активності (2012—2015 рр.) були характерними для розглянутих сезонів, але істотно змінювалися (у 2...3 рази) під час збурень космічної погоди навіть у періоди незначного посилення геомагнітної активності. Причинами таких змін могли бути фізичні процеси в іоносфері, а саме посилення горизонтальних термосферних вітрів, проникнення зональних магнітосферних електричних полів у середні широти та інші процеси, що призвели до помітної перебудови динамічного і теплового режимів геокозмічної плазми.

Загалом можна зробити висновок, що екстремальні значення параметрів динамічних та теплових процесів у іоносфері суттєво за-

лежать від фази циклу сонячної активності, геомагнітної обстановки, сезону та стану космічної погоди.

Результати моделювання, отримані в цій роботі, можна використовувати у фундаменталь-

них дослідженнях сонячно-земних зв'язків та геокосмосу, при вирішенні прикладних задач прогнозування стану космічної погоди, а також для подальшого розвитку регіональної моделі іоносфери CERIM ION.

ЛІТЕРАТУРА

1. Дзюбанов Д. А., Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Исследование и моделирование вариаций параметров ионосферной плазмы в период минимума 23-го цикла солнечной активности. *Космічна наука і технологія*. 2008. **14**, № 1. С. 44—56. <https://doi.org/10.15407/knit2008.01.044>
2. Искра Д. А., Колодяжний В. В., Ляшенко М. В. *Разработка региональной модели ионосферы CERIM ION в рамках создания службы прогноза космической погоды*. Теоретические и прикладные аспекты радиотехники, приборостроения и компьютерных технологий: Матер. IV Междунар. научно-техн. конф. (20—21 июня 2019 г.). Сб. тез. Тернополь: ФОП Паляница В. А., 2019. С. 15—18.
3. Колодяжний В. В., Ляшенко М. В., Ємельянов Л. Я., Дзюбанов Д. А. Моделювання просторово-часових варіацій параметрів динамічних та теплових процесів у геокосмосі над Україною у період мінімуму 24-го циклу сонячної активності (2009 та 2019 рр.). *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 1 (140). С. 15—35. <https://doi.org/10.15407/knit2023.01.015>
4. Ляшенко М. В., Пуляев В. А., Черногор Л. Ф. Суточные и сезонные вариации параметров ионосферной плазмы в период роста солнечной активности. *Космічна наука і технологія*. 2006. **12**, № 5/6. С. 58—68. <https://doi.org/10.15407/knit2006.05.058>
5. Ляшенко М. В., Скляров И. Б., Черногор Л. Ф., Черняк Ю. В. Суточные и сезонные вариации параметров ионосферной плазмы в период спада солнечной активности. *Космічна наука і технологія*. 2006. **12**, № 2/3. С. 45—58. <https://doi.org/10.15407/knit2006.02.045>
6. Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф., Черняк Ю. В. Суточные и сезонные вариации параметров ионосферной плазмы в период максимума солнечной активности. *Космічна наука і технологія*. 2006. **12**, № 4. С. 56—70. <https://doi.org/10.15407/knit2006.04.056>
7. Черногор Л. Ф., Домнин И. Ф. *Физика геокосмических бурь*. Х.: ХНУ имени В. Н. Каразина, 2014. 407 с.
8. Buonsanto M. J., Holt J. M. Measurements of gradients in ionospheric parameters with a new nine-position experiment at Millstone Hill. *J. Atmos. and Terr. Phys.* 1995. **57**, P. 705—717.
9. Cai, Y., Yue, X., Wang, W., Zhang, S., Liu, H., Lei, J., et al. Ionospheric topside diffusive flux and the formation of summer nighttime ionospheric electron density enhancement over Millstone Hill. *Geophys. Res. Lett.* 2022. **49**(4). e2021GL097651. <https://doi.org/10.1029/2021gl097651>
10. Chernogor L. F., Domnin I. F., Emelyanov L. Ya., Lyashenko M. V. Physical processes in the ionosphere during the solar eclipse on March 20, 2015 over Kharkiv, Ukraine (49.6° N, 36.3° E). *J. Atmos. Sol.-Terr. Phys.* 2019. **182**. P. 1—9. <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2018.10.016>
11. Chernogor L., Domnin I., Lyashenko M. Development of Central Europe Regional Ionospheric Model (CERIM ION) for Space Weather Forecasting. EGU General Assembly 2010 (Vienna, Austria, 2—7 May 2010). *Geophys. Res. Abstract.* 2010. **12**. EGU2010-316-2.
12. Domnin I. F., Cherpurnyy Ya. M., Emelyanov L. Ya., Chernyaev S. V., Kononenko A. F., Kotov D. V., Bogomaz O. V., Iskra D. A. Kharkiv incoherent scatter facility. *Bull. NTU “KhPI”. Ser. Radiophysics and ionosphere*. 2014. № 47 (1089). P. 28—42. http://nbuv.gov.ua/UJRN/vcpiri_2014_47_7
13. Emel'yanov L. Ya., Lyashenko M. V., Chernogor L. F., Domnin I. F. Motion of ionospheric plasma: results of observation above Kharkiv in solar cycle 24. *Geomagnetism and Aeronomy*. 2018. **58**, № 4. P. 533—547. <https://doi.org/10.1134/S001679321802007X>
14. Emelyanov L. Ya., Katsko S. V., Lyashenko M. V., Chernogor L. F. Ionosphere response to geospace storm on 25 September 2016 over Kharkiv (Ukraine). *Adv. Space Res.* 2023. **71** (8). P. 3323—3345. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.02.004>
15. Evans J. V. Theory and practice of ionosphere study by Thomson scatter radar. *Proc. IEEE*. 1969. **57**, № 4. P. 496—530. <https://doi.org/10.1109/PROC.1969.7005>
16. Gordon W. E. Incoherent scatter of radio waves by free electrons with applications to space exploration by Radar. *Proc. IRE*. 1958. **46**. P. 1824—1829.

17. Lei J., Roble R. G., Wang W., Emery B. A., Zhang S.-R. Electron temperature climatology at Millstone Hill and Arecibo. *J. Geophys. Res.* 2007. **112**, A02302. <https://doi.org/10.1029/2006JA012041>
18. Li Q., Hao Y., Zhang D., Xiao Z. Nighttime enhancements in the midlatitude ionosphere and their relation to the plasmasphere. *J. Geophys. Res.: Space Phys.* 2018. **123**(9). P. 7686—7696. <https://doi.org/10.1029/2018ja025422>
19. Mathews J. D. A short history of geophysical radar at Arecibo Observatory. *Hist. Geo Space. Sci.* 2013. **4**. P. 19—33. <https://doi.org/10.5194/hgss-4-19-2013>
20. Picone J. M., Hedin A. E., Drob D. P., Aikin A. C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *J. Geophys. Res.* 2002. **107** (A12). P. 1—16. <https://doi.org/10.1029/2002JA009430>
21. Richards P. G. Seasonal and solar cycle variations of the ionospheric peak electron density: Comparison of measurement and models. *J. Geophys. Res.* 2001. **106** (A7). P. 12803—12819. <https://doi.org/10.1029/2000JA000365>
22. Rishbeth H., Sedgemore-Schulthess K. J. F., Ulich T. Annual and semiannual variations in the ionospheric F2-layer: II. Physical discussion. *Ann. Geophysicae.* 2000. **18**. P. 945—956. <https://doi.org/10.1007/s00585-000-0945-6>
23. Salah J. E., Evans J., Wand R. N. Seasonal variations in the thermosphere above Millstone Hill. *Radio Sci.* 1974. **9** (2). P. 231—238. <https://doi.org/10.1029/RS009i002p00231>
24. Schunk R. W., Nagy A. F. *Ionospheres: Physics, Plasma Physics, and Chemistry*. Cambridge: Atmospheric and Space Sci. Ser., 2000. 555 p.
25. Sethi N. K., Dabas R. S., Vohra V. K. Diurnal and seasonal variations of hmF2 deduced from digital ionosonde over New Delhi and its comparison with IRI 2001. *Ann. Geophysicae.* 2004. **22**. P. 453—458. <https://doi.org/10.5194/angeo-22-453-2004>
26. Woodman R. F., Farley D. T., Balsley B. B., Milla M. A. The early history of the Jicamarca Radio Observatory and the incoherent scatter technique. *Hist. Geo Space. Sci.* 2019. **10**. P. 245—266. <https://doi.org/10.5194/hgss-10-245-2019>
27. Wu Q., Sheng C., Wang W., Noto J., Kerr R., McCarthy M., et al. The midlatitude thermospheric dynamics from an interhemispheric perspective. *J. Geophys. Res.: Space Phys.* 2019. **124**(10). P. 7971—7983. <https://doi.org/10.1029/2019ja026967>
28. Yemelyanov L. Ya. Radio physical observations of plasma drift velocities in the ionosphere near the maximum of solar cycle 24. *Telecommunications and Radio Engineering.* 2015. **74** (20). P. 1841—1855. <https://dx.doi.org/10.1615/TelecomRadEng.v74.i20.60>
29. Yue X. A., Wan W. X., Xiao H., Zeng L. Q., Ke C. H., Ning B. Q., et al. Preliminary experimental results by the prototype of Sanya Incoherent Scatter Radar. *Earth Planet. Phys.* 2020. **4**(6). P. 579—587. <https://doi.org/10.26464/epp2020063>
30. Zang S., Holt J. M., Zaluha A. M. Midlatitude ionospheric plasma temperature climatology and empirical model based on Saint Santin incoherent scatter radar data from 1966 to 1987. *J. Geophys. Res.* 2004. **109** (A11). P. 1—9.

REFERENCES

1. Dzyubanov D. A., Lyashenko M. V., Chernogor L. F. (2008). Investigation and modeling of ionospheric plasma parameter variations during minimum period of the 23-th solar activity cycle. *Space Science and Technology*, **14**, № 1, 44—56. <https://doi.org/10.15407/knit2008.01.044>
2. Iskra D. A., Kolodyazhnyi V. V., Lyashenko M. V. (2019). *Development of the CERIM IION regional ionosphere model as part of the creation of the space weather forecast service*. Theoretical and applied aspects of radio engineering, instrument making and computer technologies. Proc. the IV Int. Sci. and Technical Conf. (June 20—21, 2019): a collection of abstracts. Ternopil: Individual Entrepreneur Palyanytsya V A, 15—18.
3. Kolodyazhnyi V. V., Lyashenko M. V., Emelyanov L. Ya., Dziubanov D. A. (2023). Modeling of spatial-temporal variations of dynamic and thermal process parameters in geospace over Ukraine during the minimum of 24-th cycle of solar activity (2009, 2019). *Space Science and Technology*, **29**, № 1 (140), 15—35. <https://doi.org/10.15407/knit2023.01.015>
4. Lyashenko M. V., Pulyaev V. A., Chernogor L. F. (2006). Diurnal and seasonal variations of ionospheric plasma parameters during rise solar activity period. *Space Science and Technology*, **12**, № 5/6, 58—68. <https://doi.org/10.15407/knit2006.05.058>
5. Lyashenko M. V., Sklyarov I. B., Chernogor L. F., Chernyak Yu. V. (2006). Diurnal and seasonal variations of ionospheric plasma parameters on solar activity abatement. *Space Science and Technology*, **12**, № 2/3, 45—58. <https://doi.org/10.15407/knit2006.02.045>
6. Lyashenko M. V., Chernogor L. F., Chernyak Yu. V. (2006). Diurnal and seasonal variations of ionospheric plasma parameters at maximum solar activity period. *Space Science and Technology*, **12**, № 4, 56—70. <https://doi.org/10.15407/knit2006.04.056>
7. Chernogor L. F., Domnin I. F. (2014). *Physics of Geospace Storms*. Kharkiv: V. N. Karazin Kharkiv Nat. Univ. Publ., 407 p. [in Russian].
8. Buonsanto M. J., Holt J. M. (1995). Measurements of gradients in ionospheric parameters with a new nine-position experiment at Millstone Hill. *J. Atmospheric and Terr. Phys.*, **57**, 705—717.
9. Cai, Y., Yue, X., Wang, W., Zhang, S., Liu, H., Lei, J., et al. (2022). Ionospheric topside diffusive flux and the formation of summer nighttime ionospheric electron density enhancement over Millstone Hill. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(4). e2021GL097651. <https://doi.org/10.1029/2021gl097651>

10. Chernogor L. F., Domnin I. F., Emelyanov L. Ya., Lyashenko M. V. (2019). Physical processes in the ionosphere during the solar eclipse on March 20, 2015 over Kharkiv, Ukraine (49.6° N, 36.3° E). *J. Atmos. Sol.-Terr. Phys.*, **182**, 1–9. <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2018.10.016>
11. Chernogor L., Domnin I., Lyashenko M. (2010). Development of Central Europe Regional Ionospheric Model (CERIM ION) for Space Weather Forecasting. *EGU General Assembly 2010* (Vienna, Austria, 2–7 May 2010). *Geophys. Res. Abstract*, **12**, EGU2010-316-2.
12. Domnin I. F., Chepurnyy Ya. M., Emelyanov L. Ya., Chernyaev S. V., Kononenko A. F., Kotov D. V., Bogomaz O. V., Iskra D. A. (2014). Kharkiv incoherent scatter facility. *Bull. NTU “KhPI”. Ser. Radiophysics and ionosphere*, № 47, (1089), 28–42. http://nbuv.gov.ua/UJRN/vcpiri_2014_47_7
13. Emel'yanov L. Ya., Lyashenko M. V., Chernogor L. F., Domnin I. F. (2018). Motion of ionospheric plasma: results of observation above Kharkiv in solar cycle 24. *Geomagnetism and Aeronomy*, **58**, № 4, 533–547. <https://doi.org/10.1134/S001679321802007X>
14. Emelyanov L. Ya., Katsko S. V., Lyashenko M. V., Chernogor L. F. (2023). Ionosphere response to geospace storm on 25 September 2016 over Kharkiv (Ukraine). *Adv. Space Res.*, **71**, № 8, 3323–3345. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.02.004>
15. Evans J. V. (1969). Theory and practice of ionosphere study by Thomson scatter radar. *Proc. IEEE*, **57**, № 4, 496–530. <https://doi.org/10.1109/PROC.1969.7005>
16. Gordon W. E. (1958). Incoherent scatter of radio waves by free electrons with applications to space exploration by Radar. *Proc. IRE*, **46**, 1824–1829.
17. Lei J., Roble R. G., Wang W., Emery B. A., Zhang S.-R. (2007). Electron temperature climatology at Millstone Hill and Arecibo. *J. Geophys. Res.*, **112**, A02302. <https://doi.org/10.1029/2006JA012041>
18. Li Q., Hao Y., Zhang D., Xiao Z. (2018). Nighttime enhancements in the midlatitude ionosphere and their relation to the plasmasphere. *J. Geophys. Res.: Space Phys.*, **123**(9), 7686–7696. <https://doi.org/10.1029/2018ja025422>
19. Mathews J. D. (2013). A short history of geophysical radar at Arecibo Observatory. *Hist. Geo Space. Sci.*, **4**, 19–33. <https://doi.org/10.5194/hgss-4-19-2013>
20. Picone J. M., Hedin A. E., Drob D. P., Aikin A. C. (2002). NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues. *J. Geophys. Res.*, **107**, № A12, 1–16. <https://doi.org/10.1029/2002JA009430>
21. Richards P. G. (2001). Seasonal and solar cycle variations of the ionospheric peak electron density: Comparison of measurement and models. *J. Geophys. Res.*, **106**, № A7, 12803–12819. <https://doi.org/10.1029/2000JA000365>
22. Rishbeth H., Sedgemore-Schulthess K. J. F., Ulich T. (2000). Annual and semiannual variations in the ionospheric F2-layer: II. Physical discussion. *Ann. Geophysicae*, **18**, 945–956. <https://doi.org/10.1007/s00585-000-0945-6>
23. Salah J. E., Evans J., Wand R. N. (1974). Seasonal variations in the thermosphere above Millstone Hill. *Radio Sci.*, **9**, № 2, 231–238. <https://doi.org/10.1029/RS009i002p00231>
24. Schunk R. W., Nagy A. F. (2000). *Ionospheres: Physics, Plasma Physics, and Chemistry*. Cambridge, Atmospheric and Space Sci. Ser., 555 p.
25. Sethi N. K., Dabas R. S., Vohra V. K. (2004). Diurnal and seasonal variations of hmF2 deduced from digital ionosonde over New Delhi and its comparison with IRI 2001. *Ann. Geophysicae*, **22**, 453–458. <https://doi.org/10.5194/angeo-22-453-2004>
26. Woodman R. F., Farley D. T., Balsley B. B., Milla M. A. (2019). The early history of the Jicamarca Radio Observatory and the incoherent scatter technique. *Hist. Geo Space. Sci.*, **10**, 245–266. <https://doi.org/10.5194/hgss-10-245-2019>
27. Wu Q., Sheng C., Wang W., Noto J., Kerr R., McCarthy M., et al. (2019). The midlatitude thermospheric dynamics from an interhemispheric perspective. *J. Geophys. Res: Space Phys.*, **124**(10), 7971–7983. <https://doi.org/10.1029/2019ja026967>
28. Yemelyanov L. Ya. (2015). Radio physical observations of plasma drift velocities in the ionosphere near the maximum of solar cycle 24. *Telecommunications and Radio Engineering*, **74**, № 20, 1841–1855. <https://dx.doi.org/10.1615/Telecom-RadEng.v74.i20.60>
29. Yue X. A., Wan W. X., Xiao H., Zeng L. Q., Ke C. H., Ning B. Q., et al. (2020). Preliminary experimental results by the prototype of Sanya Incoherent Scatter Radar. *Earth Planet. Phys.*, **4**, № 6, 579–587. <https://doi.org/10.26464/epp2020063>
30. Zang S., Holt J. M., Zalucha A. M. (2004). Midlatitude ionospheric plasma temperature climatology and empirical model based on Saint Santin incoherent scatter radar data from 1966 to 1987. *J. Geophys. Res.*, **109**, № A11, 1–9.

Стаття надійшла до редакції 30.07.2023

Після доопрацювання 30.10.2023

Прийнято до друку 07.11.2023

Received 30.07.2023

Revised 30.10.2023

Accepted 07.11.2023

V. V. Kolodyazhnyi^{1,2}, Junior Researcher, Ph.D. student of the Department of Radio Electronics

E-mail: Vyacheslav.Kolodyazhnyi@infiz.khpi.edu.ua

M. V. Lyashenko¹, Candidate of Physical and Mathematical Sciences (Ph.D. in Phys&Math), Senior Researcher

E-mail: intercosmos80@gmail.com

L. Ya. Emelyanov¹, Candidate of Physical and Mathematical Sciences (Ph.D. in Phys&Math), Senior Researcher, Leading Researcher

E-mail: leonid.ya.emelyanov@gmail.com

D. A. Dziubanov², Candidate of Physical and Mathematical Sciences (Ph.D. in Phys&Math), Senior Researcher, Professor

E-mail: Dmytro.Dziubanov@khpi.edu.ua

¹ Institute of Ionosphere of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine
16 Kyrpychova Str, Kharkiv, 61002 Ukraine

² National Technical University «Kharkiv Polytechnic Institute»

2 Kyrpychova Str., Kharkiv, 61002 Ukraine

MODELING OF SPATIAL-TEMPORAL VARIATIONS OF PHYSICAL PROCESS PARAMETERS IN THE IONOSPHERIC PLASMA OVER UKRAINE DURING THE MAXIMUM PHASE OF THE 24-TH SOLAR ACTIVITY CYCLE (2012—2015)

The object of research is physical processes occurring in the ionospheric plasma. The subject of research: spatial-temporal variations of the main parameters of the ionospheric plasma, which were obtained using incoherent scatter radar. Research methods include the ground-based radiophysical method of incoherent scatter of radio waves, statistical analysis of observation results, and semi-empirical modeling of parameters of dynamic and thermal processes.

Modeling and analysis of spatial-temporal variations of the dynamic and thermal processes parameters in the ionosphere during the maximum phase of the 24th solar activity cycle (2012—2015) have been performed using experimental data obtained by the Kharkiv incoherent scatter radar. For the periods of the equinoxes and solstices, diurnal dependences of process parameters in the ionospheric plasma at altitudes from 210 to 450 km were constructed. The values of plasma transfer velocity due to ambipolar diffusion, the density of the full plasma flux, and the flux of charged particles due to ambipolar diffusion were determined. The values of the energy supplied to the electron gas, the density of the heat flux transferred by electrons from the plasmasphere to the ionosphere, as well as the velocity of the equivalent neutral wind and the meridional component of the neutral wind velocity, were calculated.

It was established that for the considered periods, the effects of space weather variations and geomagnetic activity were significantly manifested in variations of the plasma flux density due to ambipolar diffusion, the density of the full plasma flux, as well as the energy supplied to electrons per unit time. Quantitative and qualitative characteristics of these parameters were typical but changed significantly (by 2...3 times) in some cases, even with a slight increase in geomagnetic activity.

Keywords: ionosphere, ionospheric modeling, dynamic and thermal processes in the ionosphere, radiophysical methods of geospace research, solar activity.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.066>
УДК 551.214, 551.59

Л. Ф. ЧОРНОГОР, зав. кафедри, д-р фіз.-мат. наук, проф.
ORCID ID: 0000-0001-5777-2392

E-mail: Leonid.F.Chernogor@gmail.com

М. Б. ШЕВЕЛЕВ, д-р філософії, старш. наук. співроб.

E-mail: mykyta.b.shevelev@gmail.com

Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна
пл. Свободи 4, Харків, Україна, 61022

СТАТИСТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИБУХОВИХ ХВИЛЬ У АТМОСФЕРІ, ЗГЕНЕРОВАНИХ СУПЕРВУЛКАНОМ ТОНГА 15 СІЧНЯ 2022 р.

Вибух вулкана Хунга-Тонга-Хунга-Хаапай (коротко — Тонга) 15 січня 2022 р., який можна вважати супервулканом, був унікальним. За інтенсивністю викиду він перевершив навіть знаменитий вулкан Кракатау, що вибухнув 26-27 серпня 1883 р. Максимальна висота викиду досягла 58 км. Вулкан Тонга спричинив цілу низку ефектів у всіх підсистемах системи Земля — атмосфера — іоносфера — магнітосфера. Необхідним є більш детальний аналіз ефектів у всіх підсистемах. Метою цієї роботи є статистичний аналіз основних характеристик повітряних хвиль, згенерованих вибухом супервулкана Тонга 15 січня 2022 р. У результаті статистичного аналізу параметрів вибухової хвилі, згенерованої супервулканом Тонга, встановлено таке. Час запізнювання приходу хвилі лінійно збільшувався при збільшенні відстані від вулкана до місця реєстрації. Швидкість поширення вибухової хвилі на відстані до 136.5 Мм залишалася практично незмінною. Різні методики її оцінки дали значення 313...315 м/с. Значення амплітуди вибухової хвилі сильно флукувало (до 2 разів і більше) за незмінної відстані від вулкана до місця спостереження. Це залежало від орієнтації траєкторії хвилі та стану атмосферної погоди на трасі поширення хвилі. Встановлено, що переважною розбіжністю фронту хвилі є циліндрична розбіжність. Цей факт разом зі швидкістю поширення підтверджує, що вибухова хвиля поширювалася чотирикратно навколо Землі як хвиля Лемба.

Ключові слова: вулкан Тонга, вибухова хвиля, статистичні характеристики, кореляційні поля, час запізнювання, швидкість хвилі, амплітуда хвилі, хвиля Лемба, рівняння регресії.

ВСТУП

Виверження вулкана — досить рідкісне, високоенергетичне, видовищне та небезпечне явище природи. Теплова енергія супервулкана сягає $10^{19}...10^{20}$ Дж, потужність — $10^{14}...10^{15}$ Вт. Енергія вибухових хвиль наближається до $10^{17}...10^{18}$ Дж, а потужність — до $10^{14}...10^{15}$ Вт [1, 2].

Розрізняють два основних класи вивержень вулканів: еруптивні (вибухові) та ефузивні (виливні). Найбільший вплив на систему Земля — атмосфера — іоносфера — магнітосфера справляють еруптивні вулкани. Під час їхнього виверження, що супроводжується потужним вибухом, виникають землетруси з магнітудою до 7, цунамі з висотою до 10...15 м, спостерігаються викиди попелу

Цитування: Чорногор Л. Ф., Шевелев М. Б. Статистичні характеристики вибухових хвиль у атмосфері, згенерованих супервулканом Тонга 15 січня 2022 р. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1 (146). С. 66—79. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.066>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

з об'ємом порядку 10 км^3 , який сягає мезосфери ($\sim 50 \text{ км}$), генеруються вибухові хвилі, здатні огинати Земну кулю 4...7 разів, збурюються всі геофізичні поля, викиди у стратосферу призводять до екранування сонячного випромінювання, падіння (до декількох градусів) температури повітря та настання «вулканічної зими», що триває декілька місяців [1, 2]. Від вивержень, землетрусів, цунамі гинуть люди, порушуються комунікації, стають неможливими авіаперельоти тощо [28].

З огляду на унікальність і епізодичність виверження потужного вулкана, актуальним є дослідження кожного виверження та його дії на підсистеми системи Земля — атмосфера — іоносфера — магнітосфера.

Унікальним був вибух вулкана Хунга-Тонга-Хунга-Хаапай (коротко — Тонга) 15 січня 2022 р., який можна вважати супервулканом. За інтенсивністю викиду він перевершив навіть знаменитий вулкан Кракатау, що вибухнув 26-27 серпня 1883 р. Максимальна висота викиду досягла 58 км [30, 33].

Ефектам виверження вулкана Тонга уже присвячено багато робіт [9, 13—17, 23, 26, 27]. Вибух вулкана призвів до землетрусу магнітудою 5.8 та виникнення сейсмічних хвиль, які поширювалися на тисячі кілометрів [16, 22]. Виникло цунамі двох типів: традиційне, швидкість $v \approx 200 \text{ м/с}$ якого визначалась глибиною океану ($\sim 4 \text{ км}$) та цунамі атмосферного походження, швидкість якого була близькою до 300 м/с [9, 14, 15, 23, 26, 27]. Поблизу вулкана висота хвиль наближалась до 15 м , поблизу Чилі — до 3 м , поблизу Перу — до 2 м , поблизу Японії — до 1.2 м , а біля Каліфорнії та Аляски — до 1 м , в Атлантичному океані та Середземному морі — $0.1...0.3 \text{ м}$ [9, 14, 15, 23, 26, 27]. Вибух вулкана призвів до збурення іоносферного динамо [13] та екваторіального електроструменя [17].

Вибух вулкана згенерував вибухову (ударну) хвилю у повітрі, хвилю Лемба зі швидкістю приблизно 315 м/с , звук, інфразвук і атмосферну гравітаційну хвилю зі швидкістю $250...1000 \text{ м/с}$ в залежності від висоти [5, 7, 10, 11, 18—21, 31]. Звук було чути на відстані не менше 800 км . Хвиля Лемба чотирикратно, а зворотна хвиля — тричі обійшла навколо планети [7].

Виверження вулкана, крім лави, призвело до викиду в атмосферу попелу, каміння, SO_2 , CO_2 тощо [3]. Загальна маса вивержень об'ємом 1.9 км^3 була близькою до $2.9 \cdot 10^{12} \text{ кг}$ [33]. Висота попелу досягла 58 км , а висота вулканічної «хмари», діаметр якої становив сотні кілометрів, 30 км [33].

Вибух вулкана викликав локальні та глобальні, аперіодичні та квазіперіодичні збурення в іоносфері [4, 6, 10, 13, 24, 29, 34]. Зменшення повного електронного вмісту тривалістю біля 2 годин сягало 10 TECU [6]. Амплітуда рухомих іоносферних збурень із періодом $10...30 \text{ хв}$ і тривалістю до 6 годин була близькою до $1...3 \text{ TECU}$ [34].

У роботах [25, 32] описано магнітний ефект, викликаний вибухом вулкана. Збурення компонентів геомагнітного поля з періодами $T \approx 3...100 \text{ хв}$ становило $1...14 \text{ нТл}$ [25].

Таким чином, вулкан Тонга спричинив цілу низку ефектів у всіх підсистемах системи Земля — атмосфера — іоносфера — магнітосфера. Необхідним є більш детальний аналіз ефектів у всіх підсистемах.

Метою цієї роботи є статистичний аналіз основних характеристик повітряних хвиль, згенерованих вибухом супервулкана Тонга 15 січня 2022 р.

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ВУЛКАН ТОНГА

Вулкан Тонга розташований на схід від Австралії, в Королівстві Тонга. Основні відомості про вулкан, виверження якого порівнюється з виверженнями інших супервулканів, наведено в табл. 1 і табл. 2. Особливістю цього вулкана було те, що він підводний. Його кратер лежить на глибині 200 м [27]. Інша особливість полягала в тому, що його інтенсивність перевершила інтенсивність подібних вулканів (табл. 2). Це спричинило закидання продуктів вибуху на висоту 58 км [4, 5].

ВИХІДНІ ДАНІ

За вихідні використано дані реєстрації надлишкового тиску Δp у вибуховій хвилі, отримані у Британії та Ірландії [7]. При цьому відстань r від вулкана Тонга до місця реєстрації варіювала від 15.585 до 16.781 Мм (табл. 3). Крім того, використано дані спостережень надлишкового тиску для хвиль, які чотири рази огинали Земну кулю.

Таблиця 1. Основні відомості про вулкани

Дата виверження	Вулкан	Місцевість	Географічні координати	Примітки
26-27 серпня 1883 р.	Кракатау	Індонезія	6°06' пд. ш., 105°25' сх. д.	Сучасна висота 813 м Діаметр кратера 120 м
18 травня 1980 р.	Св. Олени	США, округ Скаманія	46°12' пн.ш., 122°11' зх. д.	Висота 2549 м Зменшилася на 400 м
29 березня та 3-4 квітня 1982 р.	Ель-Чічон	Мексика	17°22' пн. ш., 93°14' зх.д.	Висота 1150 м Діаметр кратера 1000 м Глибина кратера 300 м
15 червня 1991 р.	Пінатубо	Філіппіни	15°08' пн. ш., 120°21' сх.д.	Висота 1486 м, до 1991 р. — 1745 м
15 січня 2022 р.	Тонга	Королівство Тонга	15°36' пд. ш., 175°38' зх. д.	Плініанське виверження під водою на глибині 200 м

Таблиця 2. Основні параметри вулканів

Вулкан	Теплова енергія, 10^{19} Дж	Енергія вибухової хвилі, 10^{17} Дж	Магнітуда вулкана	Інтенсивність вулкана	Індекс вибухової потужності	Маса викиду, 10^{12} кг	Інтенсивність викиду, 10^7 кг/с	Об'єм продуктів викиду, 10^9 м ³	Максимальна висота викиду, км
Кракатау	5	4...8	6.5	11.7	6	29	55	18	40...55
Св. Олени	0.2	1.5	5.1	10.3	5	1.3	2	0.4...0.5	19...25
Ель-Чічон	0.2	~1	5.1	11.2	5	1.3	15	0.5	30...32
Пінатубо	2	0.8...1.2	6.1	12	6	13	80	3.7...5.3	33
Тонга	3.6	0.9	5.5	12.1	5-6	2.9	6.7	1.9	50...58

При цьому сумарна (кумулятивна) відстань сягала 147 Мм [7].

Указані дані доповнено результатами вимірювань на відстані 64 км, де $\Delta p \approx 18$ гПа [31] та на відстанях 1.855 і 7.750 Мм, де надлишок тиску становив 3.71 і 2 гПа відповідно [16].

Для побудови рівняння регресії $\Delta p(r)$ також використано інший масив даних, наведений у роботі [20]. При цьому відстань r змінювалась від 0.8 до 90 Мм. Найбільше даних отримано для $r = 2.5...50$ Мм. Враховуючи, що при $r = \text{const}$ значення для різних станцій змінювалися у 2...5 і навіть більше разів, спочатку оцінювалось середнє значення Δp для даної відстані, а потім будувалося рівняння регресії.

Дані роботи [7] також використовувалися для отримання статистичних характеристик для часу запізнювання Δt , середньої швидкості поширен-

ня у вибухової хвилі та побудови відповідних рівнянь регресій.

РЕЗУЛЬТАТИ СТАТИСТИЧНОГО АНАЛІЗУ

Час запізнювання вибухової хвилі. Кореляційне поле « $\Delta t - r$ » наведено на рис. 1. Із рис. 1, *а* видно, що чотири точки, які лежать значно нижче лінії регресії, випадають із загальної тенденції. Тому знаходилося рівняння регресії і без цих точок (рис. 1, *б*). Крім того, із залежності $\Delta t = 46.14r + 113.7$ (де r вимірюється у мегахетрах, а Δt — у хвилинах) видно, що при $r = 0$ км маємо $\Delta t \approx 113.7$ хв ≈ 1.9 год (рис. 1, *б*). Такий результат не є фізичним. Тому до експериментальних даних додано $\Delta t = 0$ хв за $r = 0$ км (рис. 1, *в*).

Швидкість поширення повітряної хвилі. За даними табл. 3 побудовано кореляційне поле « $v - r$ » (рис. 2). Із рис. 2, *а* видно, що має місце значний

Таблиця 3. Відомості про станції, які зареєстрували повітряну хвилю, згенеровану супервулканом Тонга 15 січня 2022 р., та основні параметри цієї хвилі (за даними [7])

Назва станції	Широта, град	Довгота, град	Час запізнювання, хв	Відстань від вулкана, Мм	Швидкість хвилі, м/с	Амплітуда хвилі, гПа
Lerwick Observatory	60.13	−1.18	832	15.585	312.2	2.9
Wick Airport	58.45	−3.08	843	15.750	311.4	2.5
Stornoway	58.21	−6.37	841	15.820	313.5	2.5
Edinburgh, Gogarbank	55.93	−3.35	854	16.021	312.7	2.6
Belmullet	54.23	−10.01	846	16.238	319.9	1.1
Bingley	53.82	−1.87	865	16.271	313.5	2.5
Dublin, Phoenix Park	53.36	−6.35	859	16.162	313.6	1.4
Mace Head	53.33	−9.90	850	16.338	320.4	1.4
Smallwood, Sandbach	53.16	−2.33	868	16.337	313.7	2.5
Newchapel	53.09	−2.21	868	16.346	313.9	2.5
Valentia Observatory	51.94	−10.20	855	16.487	321.4	1.0
Roches Point	51.79	−8.24	857	16.523	321.3	1.3
Almondsbury	51.55	−2.56	875	16.508	314.4	2.1
Oldland, East Bristol	51.44	−2.48	874	16.522	315.1	2.2
Reading University	51.44	−0.94	877	16.542	314.4	2.4
Wokingham	51.42	−0.85	876	16.546	314.8	2.3
Thatcham	51.41	−1.28	879	16.542	313.7	2.4
Stratfield Mortimer	51.37	−1.04	871	16.549	316.7	2.3
Herne Bay	51.37	1.11	885	16.571	312.1	2.4
North Hill, Cornwall	50.56	−4.44	880	16.581	314.0	1.3
Jersey Observatory	49.10	−2.10	887	16.781	315.3	1.6

Таблиця 4. Залежність параметрів вибухової хвилі від сумарної відстані (хвилі I, II, III і IV огинали земну кулю 1, 2, 3 та 4 рази відповідно)

Типи хвиль	Часи приходу	Δp , гПа	Δt , год	r , Мм	v , м/с	r_{cum} , Мм
		18				0.064
		7.8				0.736
		4.0				2.0
		3.9				2.307
		2.7				6.732
		2.5				7.219
		2.4				7.723
		2.3				8.544
		2.2				8.917
I	15 січня, 18:52	2.05	14.6	16.5	315	16.5
II	17 січня, 07:00	1.28	50.7	40.0	307	56.5
III	18 січня, 18:35	0.42	86.3	40.0	312	96.5
IV	20 січня, 05:30	0.26	121.2	40.0	318	136.5

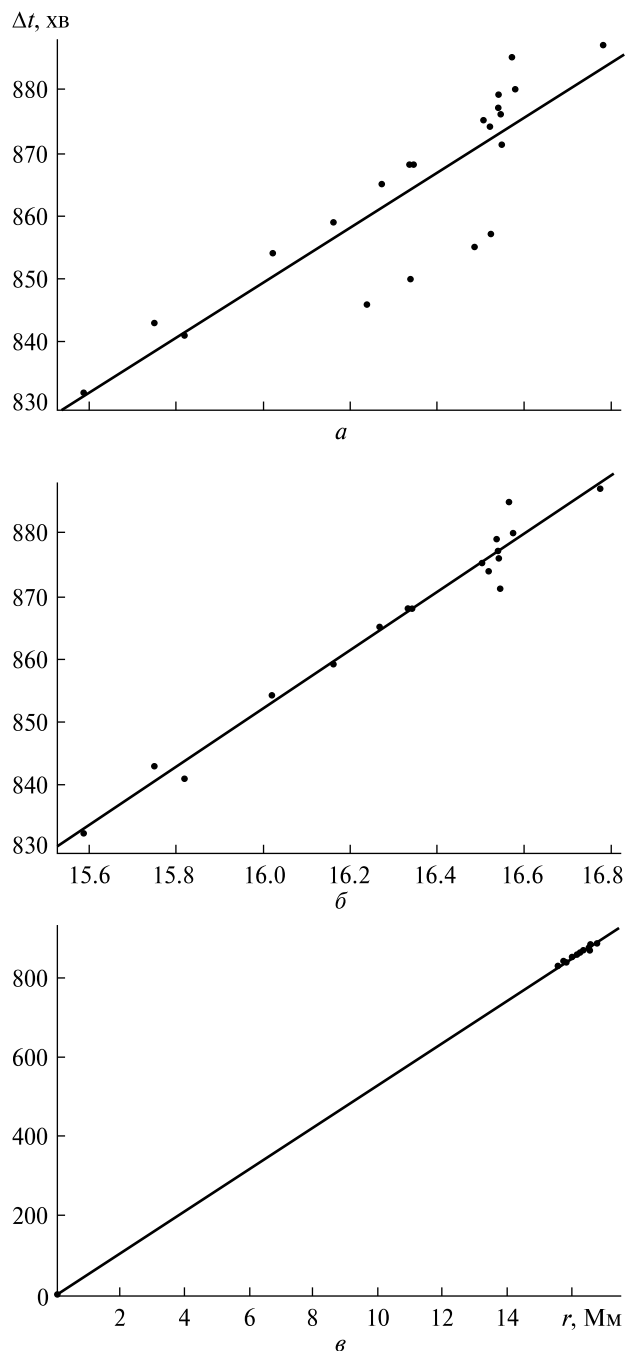


Рис. 1. Залежність часу запізнення від відстані: *a* — апроксимація лінійною регресією: $\Delta t = 43.54r + 152.7$, $R^2 \approx 0.7554$, $\sigma \approx 7.89$ хв; *б* — без урахування точок Belmullet, Mace Head, Valentia Observatory та Roches Point $\Delta t = 46.14r + 113.7$, $R^2 \approx 0.9722$, $\sigma \approx 2.744$ хв; *в* — з урахуванням точки (0, 0) $\Delta t = 53.06r + 0.7861$, $R^2 \approx 0.9997$, $\sigma \approx 3.556$ хв

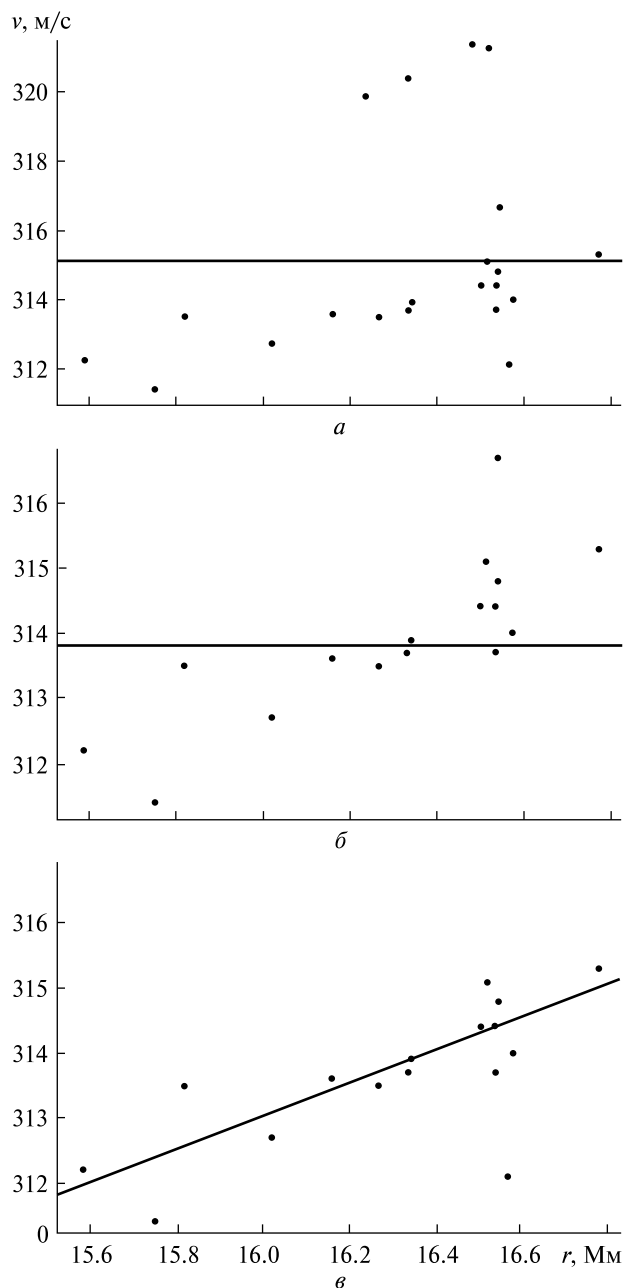


Рис. 2. Залежність швидкості поширення вибухової хвилі від відстані до вулкана 15 січня 2022 р.: *a* — апроксимація регресією $v = \text{const} \approx 315.14$ м/с, $\sigma \approx 3.0$ м/с; *б* — $v = \text{const} \approx 313.8$ м/с, $\sigma \approx 1.3$ м/с; *в* — $v = 2.568r + 271.9$; $R^2 \approx 0.457$; $\sigma \approx 0.9844$ м/с

розкид експериментальних точок. При цьому можна вважати, що при зміні відстані від 15.6 до 16.8 Мм швидкість v може вважатися незмінною. Тоді $v \approx 315.1 \pm 3.0$ м/с.

Якщо викинути точки з v для станцій Belmullet, Mace Head, Valentia Observatory та Roches-Point, що становить 319.9, 320.4, 321.4 і 321.3 м/с відповідно, то прийнятним рівнянням регресії є $v = 313.8 \pm 1.3$ м/с (рис. 2, б). Різниця між отриманими значеннями швидкості лежить у межах похибки.

Лінійне рівняння регресії кореляційного поля (рис. 2, в) має вигляд

$$\Delta v = 3.515r + 257.7, R^2 \approx 0.1295, \sigma \approx 2.90 \text{ м/с.}$$

Видно, що значення R^2 є неприйнятним, недопустимою є й швидкість наростання v , що дорівнює 3.515 м/(Мм·с). Так, для $r \approx 10 \dots 100$ Мм маємо нереальний приріст швидкості 35.15...351.5 м/с.

Амплітуда вибухової хвилі. Кореляційне поле « Δp — r » наведено на рис. 3, де можна бачити дуже значний розкид експериментальних точок: від 1.0 до 2.9 гПа. Навіть для приблизно однакової відстані надлишок тиску у хвилі змінюється від 1 до 2.2 гПа, тобто більше, ніж у два рази. Тому розумним рівнянням може бути $\Delta p = 2.06 \pm \pm 0.58$ гПа (див. рис. 3).

Залежність параметрів вибухової хвилі від сумарної відстані. Час запізнювання вибухової хвилі. Кореляційне поле « Δt — r » для сумарної відстані, яку пройшла хвиля приблизно за п'ять діб, з використанням даних табл. 4 наведено на рис. 4. Відповідна регресія є прямою лінією (рис. 4, а). Її рівняння:

$$\Delta t = 0.8885r + 0.2298,$$

$$R^2 \approx 0.9999, \sigma \approx 0.425 \text{ год.} \quad (1)$$

Тут і надалі r вимірюється в Мм, а Δt — в годинах. Для $r = 0$ час $\Delta t \approx 0.4$ год. Для $\Delta t = 14 \dots 114$ год маємо похибку 3...0.3 % відповідно. Ця похибка часу призводить до похибки швидкості 1...10 м/с.

Якщо додати точку $r \approx 0$ Мм і $\Delta t \approx 0$ год, то рівняння регресії набуває вигляду (рис. 4, б):

$$\Delta t = 0.8896r + 0.016,$$

$$R^2 \approx 0.9999, \sigma \approx 0.360 \text{ год.} \quad (2)$$

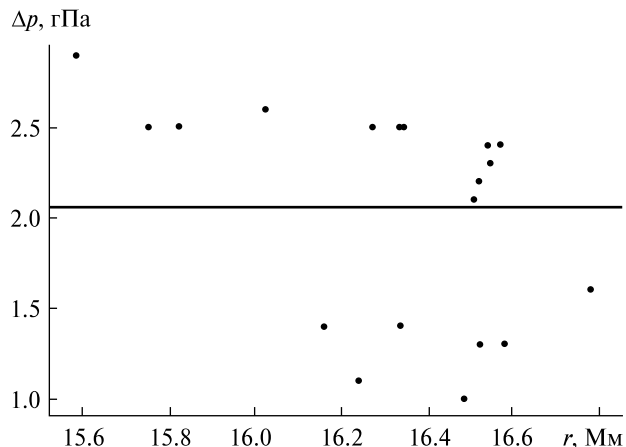


Рис. 3. Залежність амплітуди вибухової хвилі від відстані до вулкана 15 січня 2022 р.: апроксимація регресією $\Delta p = \text{const} \approx 2.06$ гПа, $\sigma \approx 0.58$ гПа

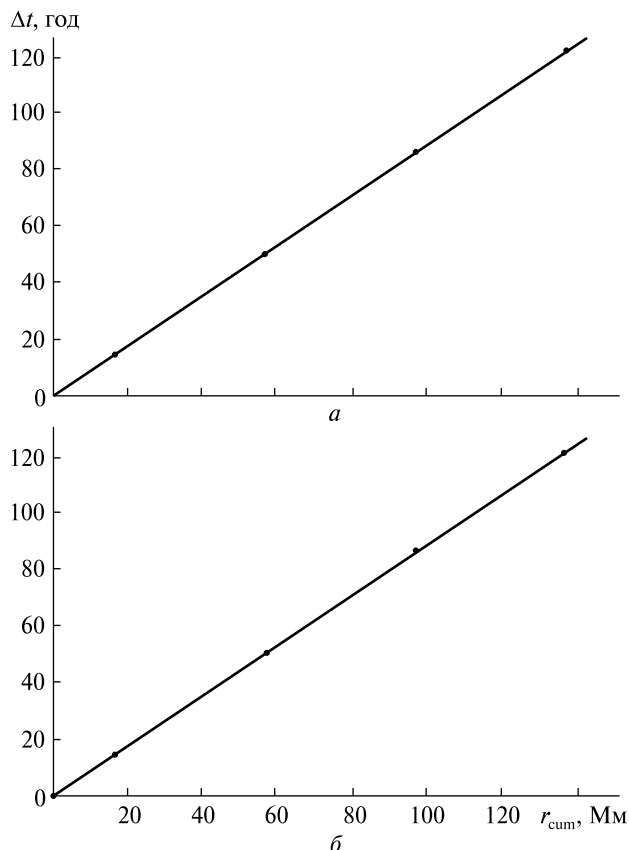


Рис. 4. Залежність часу запізнювання приходу вибухової хвилі від сумарної відстані, апроксимація лінійною регресією: а — $\Delta t = 0.8885r_{\text{cum}} + 0.2298$; $R^2 \approx 0.9999$; $\sigma \approx 0.4254$ год; б — $\Delta t = 0.8896r_{\text{cum}} + 0.016$; $R^2 \approx 1$; $\sigma \approx 0.3599$ год (з урахуванням точки (0, 0))

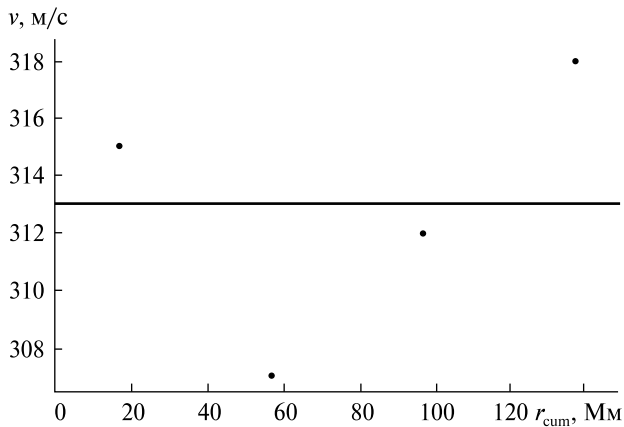


Рис. 5. Залежність швидкості поширення вибухової хвилі від сумарної відстані: апроксимація лінійною регресією $\bar{v} = 313.0$ м/с; $\sigma \approx 4.7$ м/с

При цьому коефіцієнт достовірності R^2 не змінився, але стандартне відхилення σ дещо зменшилося. В обох випадках значення середніх швидкостей становили 312.6 та 312.3 м/с, тобто з точністю до похибки збігалися.

Швидкість вибухової хвилі. Кореляційне поле « $v - r$ » для $r = 16.5 \dots 136.5$ Мм показано на рис. 5. Видно, що експериментальні точки мають значний розкид. Розумною апроксимацією є лінія $v = 313.0 \pm 4.7$ м/с.

Амплітуда вибухової хвилі. Під час пошуку адекватної регресії орієнтуємося на те, що послаблення вибухової хвилі могло бути за рахунок циліндричної (рис. 6, а) або сферичної розбіжностей фронту хвилі. За даними табл. 3 відповідні рівняння регресії мають вигляд

$$\Delta p = 4.863r^{-0.5}, R^2 \approx 0.9604, \sigma \approx 0.927 \text{ гПа}, (3)$$

$$\Delta p = 1.206r^{-1.0}, R^2 \approx 0.6429, \sigma \approx 2.785 \text{ гПа}. (4)$$

Видно, що друга регресія є невдалою з огляду на менший коефіцієнт R^2 та більше значення σ . Якщо для регресії (3), яка є більш фізичною та добре зіставляється з результатами, отриманими низкою зарубіжних дослідників, спробувати врахувати можливе загасання хвилі (рис. 6, б), то рівняння регресії набуде такого вигляду:

$$\Delta p = 6.478r^{-0.5}e^{-0.0002628r}, R^2 \approx 0.9866, \sigma \approx 0.563 \text{ гПа}. (5)$$

Показник степеня змінився несуттєво, дещо збільшилося значення R^2 . Глибина загасання, отримана зі співвідношення (5), дорівнювала приблизно 3805 Мм^{-1} . Це означає, що на відстанях до 136.5 Мм загасанням можна нехтувати. Так, для $r \approx 136.5$ Мм амплітуда з його врахуванням зменшиться на 3.5 %.

Результат можна покращити, якщо вважати показник степеня невідомим, яке потрібно визначити (рис. 6, в). Тоді рівняння регресії набуде такого вигляду:

$$\Delta p = 5.861r^{-0.4118}, R^2 \approx 0.9915, \sigma \approx 0.449 \text{ гПа}. (6)$$

Подальше можливе поліпшення апроксимації полягає у визначенні невідомого показника степеня та врахування можливого загасання (рис. 6, г). На жаль, коефіцієнт достовірності при цьому дещо зменшився, а σ , навпаки, збільшилося.

Тепер опишемо залежність амплітуди від відстані для результатів із бази даних [20], для яких побудовано табл. 5. Апроксимація проводилася для чотирьох рівнянь, які описують циліндричну та сферичну розбіжності фронту хвилі, їхні комбінації та степеневу залежність (рис. 7). Рівняння відповідних регресій мають такий вигляд:

$$\Delta p = 8.21r^{-0.5}, R^2 \approx 0.7924, \sigma \approx 1.288 \text{ гПа}, (7)$$

$$\Delta p = 10.85r^{-1.0}, R^2 \approx 0.8932, \sigma \approx 0.924 \text{ гПа}, (8)$$

$$\Delta p = 7.418r^{-1.0} + 2.885r^{-0.5}, R^2 \approx 0.9270, \sigma \approx 0.784 \text{ гПа}, (9)$$

$$\Delta p = 10.4r^{-0.845}, R^2 \approx 0.9082, \sigma \approx 0.879 \text{ гПа}. (10)$$

У табл. 5 наведено також відносні похибки апроксимації рівняннями регресії.

Із рис. 7, а видно, що рівняння (7) добре описує дані спостережень для $r \sim 1$ Мм, а також для $r > 15$ Мм. У діапазоні відстаней $r = 1.6 \dots 15$ Мм відносна похибка δ_1 становила 0.18...0.35 (табл. 5).

Рівняння (8) задовільно описує експериментальну залежність лише для $r \approx 1 \dots 4$ Мм (рис. 7, б). Співвідношення (9) добре описує залежність $\Delta p(r)$ для всього діапазону $r = 1 \dots 90$ Мм (рис. 7, в). При цьому R^2 приймає найбільше значення, а σ — найменше.

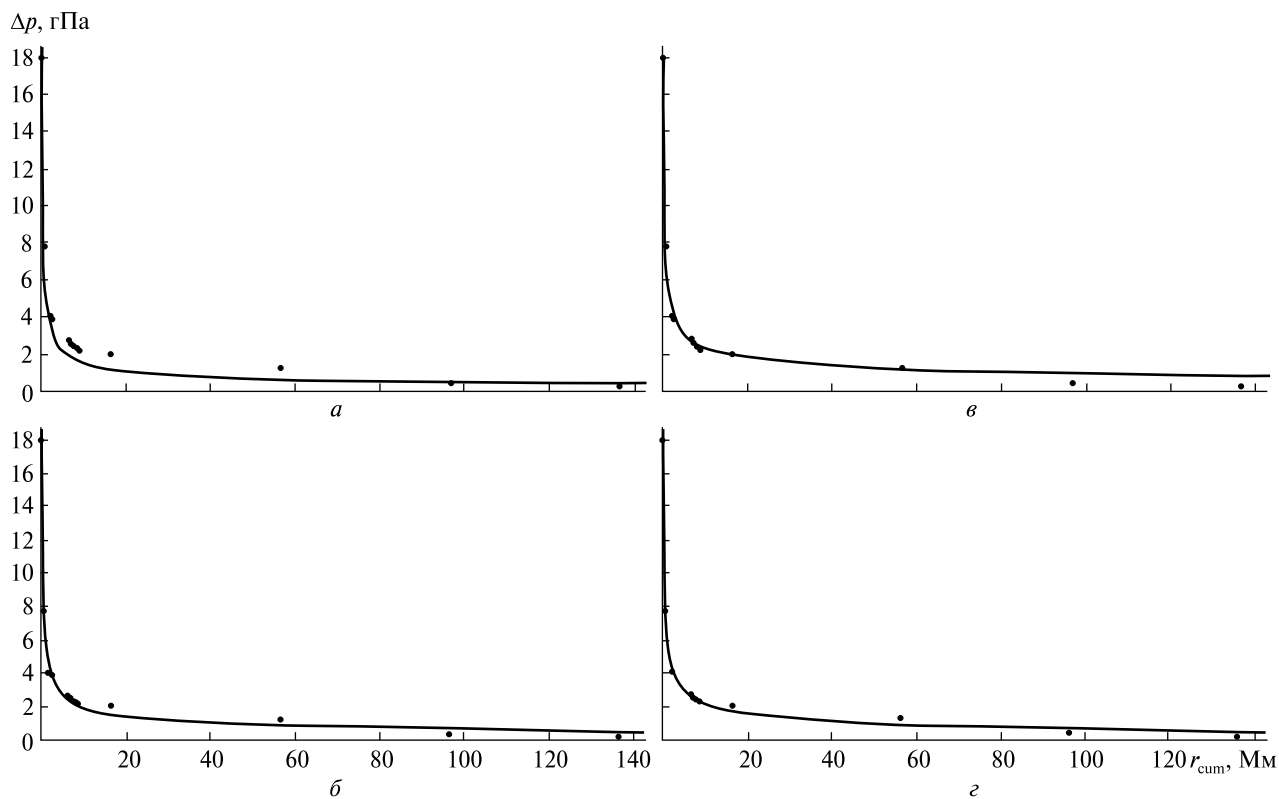


Рис. 6. Залежність варіацій тиску у повітряній хвилі від відстані: *а* — $\Delta p \approx 4.863r^{-0.5}$, $R^2 \approx 0.9604$, $\sigma \approx 0.927$ гПа; *б* — $\Delta p \approx 6.478r^{-0.5}e^{-0.0002628r}$, $R^2 \approx 0.9866$, $\sigma \approx 0.563$ гПа; *в* — $\Delta p \approx 5.861r^{-0.4118}$, $R^2 \approx 0.9915$, $\sigma \approx 0.449$ гПа; *г* — $\Delta p \approx 5.783r^{-0.4159}e^{-0.0043r}$, $R^2 \approx 0.9798$, $\sigma \approx 1.013$ гПа

Таблиця 5. Залежність надлишкового тиску від відстані та відносні похибки апроксимації рівняннями регресії (7)–(10) (відповідно $\delta_1 - \delta_4$)

<i>r</i> , Мм	<i>p</i> , гПа	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4
0.800	14	−0.344	−0.031	−0.107	−0.103
1.6	5.5	0.180	0.233	0.258	0.271
1.9	4.5	0.324	0.269	0.333	0.344
2.5	4	0.298	0.085	0.198	0.199
3	3.5	0.354	0.033	0.182	0.174
4	3.2	0.283	−0.152	0.030	0.007
5	2.8	0.311	−0.225	−0.009	−0.047
6	2.6	0.289	−0.304	−0.071	−0.120
7	2.4	0.293	−0.354	−0.104	−0.163
8	2.3	0.262	−0.41	−0.153	−0.220
9	2.2	0.244	−0.452	−0.188	−0.262
10	2	0.298	−0.458	−0.173	−0.257
15	1.8	0.178	−0.598	−0.311	−0.414
20	1.6	0.147	−0.661	−0.365	−0.483
30	1.4	0.071	−0.742	−0.447	−0.580
40	1.3	−0.001	−0.791	−0.506	−0.646
50	1.2	−0.032	−0.819	−0.536	−0.682
60	1.15	−0.078	−0.843	−0.569	−0.716
70	1.1	−0.108	−0.859	−0.590	−0.739
80	1.07	−0.142	−0.873	−0.612	−0.760
90	1.05	−0.176	−0.885	−0.632	−0.779

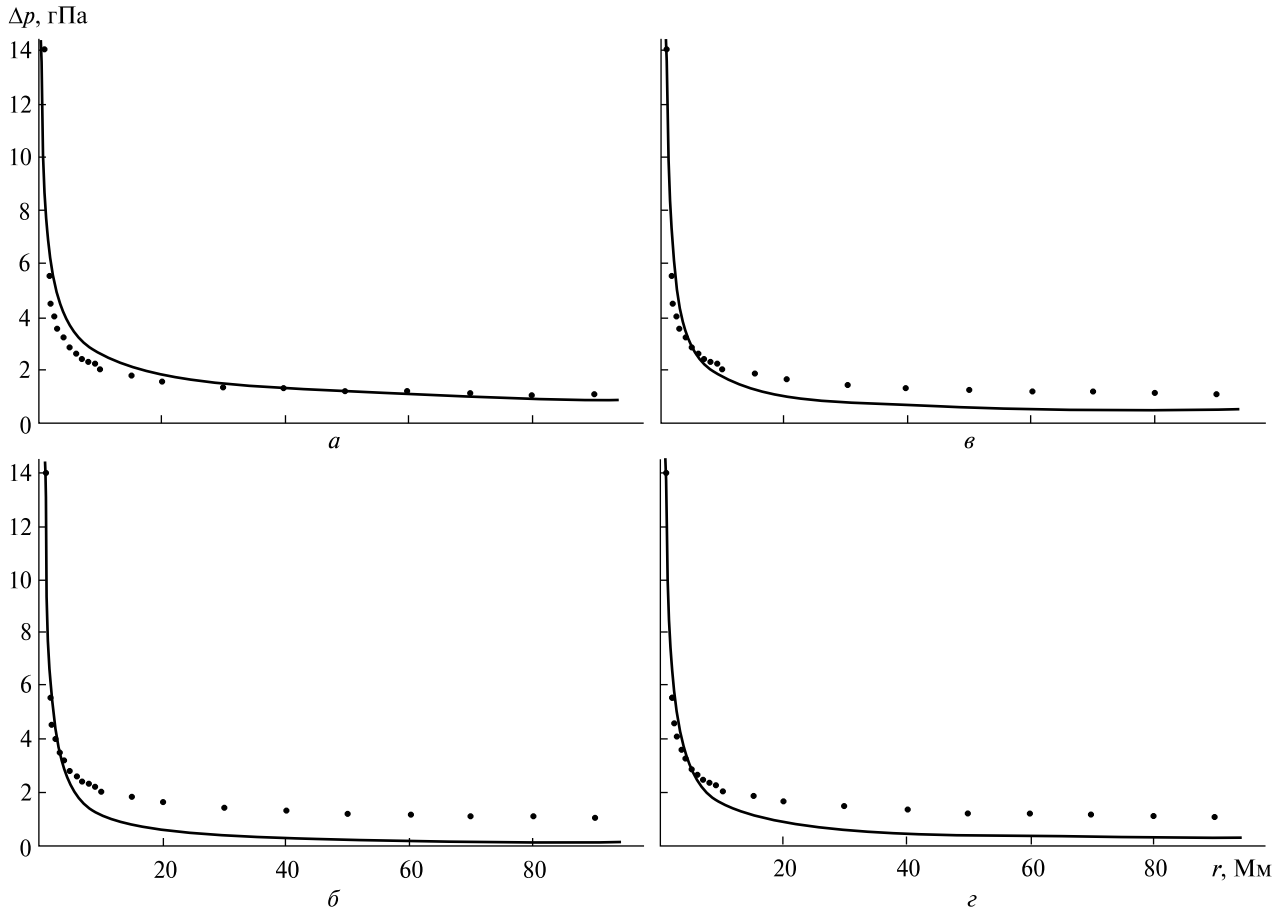


Рис. 7. Залежність амплітуди хвилі від сумарної відстані за даними [20]: $a - \Delta p \approx 8.21r^{-0.5}$, $R^2 \approx 0.7924$, $\sigma \approx 1.288$ гПа; $б - \Delta p \approx 10.85r^{-1.0}$, $R^2 \approx 0.8932$, $\sigma \approx 0.924$ гПа; $в - \Delta p \approx 7.418r^{-1.0} + 2.885r^{-1/2}$, $R^2 \approx 0.927$, $\sigma \approx 0.784$ гПа; $ε - \Delta p \approx 10.4r^{-0.845}$, $R^2 \approx 0.9082$, $\sigma \approx 0.879$ гПа

Залежність (10) не є фізичною, не описує відому залежність від відстані ($r^{-0.5}$ або $r^{-1.0}$) та дає значну відносну похибку ($|\delta_4| = 0.1 \dots 0.78$).

ОБГОВОРЕННЯ

Час запізнювання вибухової хвилі. Рівняння регресії

$\Delta t = 52.82r + 1.094$, $R^2 \approx 0.9981$, $\sigma \approx 8.22$ хв, (11) яке враховує додаткову точку $\Delta t = 0$ хв за $r = 0$ км, є більш вдалим, ніж рівняння регресії

$$\Delta t = 43.54r + 152.7, R^2 \approx 0.7554, \sigma \approx 7.89 \text{ хв},$$

тому що перша регресія є фізичною. Крім того, значення коефіцієнта достовірності R^2 для регресії (11) значно більше.

Якщо вилучити з розгляду станції Belmullet, Mace Head, Valentia Observatory та Roches Point, то регресія набуває вигляду

$$\Delta t = 53.06r + 0.786, R^2 \approx 0.9997, \sigma \approx 3.56 \text{ хв.} \quad (12)$$

При цьому коефіцієнт R^2 збільшився незначно, а σ зменшилося більш ніж удвічі.

Із рівнянь регресій (11) і (12) доцільно обчислити швидкість вибухової хвилі:

$$v = \left(\frac{d}{dr} \Delta t(r) \right)^{-1},$$

яка дорівнює 315.5 і 314.1 м/с відповідно. Похибка при цьому визначається відношенням $\sigma/\Delta t$. Для $\sigma \approx 3.56 \dots 8.22$ хв та $\Delta t \approx 800$ хв маємо 0.4...1 %. Тоді для регресії (11) і (12) отримаємо

315.5 ± 3.2 м/с та 314.1 ± 1.2 м/с. Як бачимо, різниця між ними лежить у межах похибки.

Важливо, що отримане значення швидкості дуже близьке до значень, наведених у роботах [5, 30].

Швидкість вибухової хвилі. Для швидкості отримано дві регресії:

$$v = 315.1 \pm 3.0 \text{ м/с},$$

$$v = 3.515r + 257.7, R^2 \approx 0.1295, \sigma \approx 2.90 \text{ м/с}. \quad (13)$$

Як видно, значення 315.1 ± 3.0 м/с практично не відрізняється від значень, отриманих із співвідношень (11) і (12). Регресія (13) не є фізичною, оскільки швидкість занадто сильно збільшується зі збільшенням відстані. Так, dv/dr дорівнює 3.595 м/(Мм×с). Наприклад, для $r \approx 100$ Мм маємо $v \approx 609$ м/с. Така швидкість не є фізичною, оскільки вибухова хвиля має швидкість хвилі Лемба [5, 19—21, 30].

Хвилі Лемба генеруються лише при значному енерговиділенні, наприклад не меншому за 10^{16} Дж, або 2 Мт ТНТ. Такі енергії виділяються при термоядерних вибухах [16], падіннях великих метеороїдів [12] та вибухах вулканів [11].

Хвилі Лемба мають низку особливостей [12]. Вони поширюються, огинаючи Землю, в глобальних масштабах. Вони поверхневі, у них вертикальна складова швидкості дорівнює 0 м/с. Хвилі Лемба — недиспергуючі, поширюються практично без загасання. Вони поширюються вгору, згасаючи в e разів на відстані

$$H_L = \frac{v_s^2}{g} \frac{2}{2-\gamma} = \frac{2\gamma}{2-\gamma} H,$$

де v_s — швидкість звуку, g — прискорення вільного падіння, γ — показник адіабати, H — масштаб висоти нейтральної атмосфери. Для $H \approx 7.5$ км, $\gamma \approx 1.4$ маємо $H_L \approx 35$ км.

Амплітуда вибухової хвилі. Як видно з кореляційного поля « Δp — r », амплітуда хвилі дуже флюктує (більш ніж удвічі) навіть при майже незмінному значенні відстані між вулканом і місцем спостереження. Оскільки енергія вибухової хвилі E пропорційна Δp^2 [12], то оцінювання енергії хвилі за її амплітудою практично недоцільне. Деяка користь може бути, якщо для оцінки енергії скористатися середнім значенням $\Delta p \approx 2.06 \pm 0.58$ гПа. При цьому невизначеність E буде сягати ± 60 %.

Звернемося до рис. 3. Можна бачити, що є дві групи точок. Якщо зіставити ці точки з координатами станцій (табл. 3), то можна помітити, що меншим значенням Δp відповідають довготи $-8^\circ \dots -10^\circ$, а більшим значенням Δp — довготи $-1^\circ \dots -2^\circ$. Це вказує на тенденцію до довготного ефекту. Крім того, меншим значенням надлишкового тиску відповідають більші значення швидкості ($v \geq 320$ м/с). Усе це вказує на визначальний вплив фонового вітру на параметри інфразвуку. Добре відомо, що попутний вітер зменшує амплітуду інфразвуку та збільшує його швидкість. Зустрічний вітер, навпаки, підсилює амплітуду хвилі, а швидкість — зменшує.

Доцільно розділити апроксимації для менших і більших значень надлишкового тиску, наведених у табл. 3 і показаних на рис. 3. Ці апроксимації мають такий вигляд:

$$\Delta p \approx 1.31 \text{ гПа}, \sigma \approx 0.20 \text{ гПа},$$

$$\Delta p \approx 2.44 \text{ гПа}, \sigma \approx 0.19 \text{ гПа}.$$

Перейдемо далі до обговорення залежностей часу запізнювання, швидкості та амплітуди вибухової хвилі від сумарної (кумулятивної) відстані.

Час запізнювання описується рівняннями (1) і (2). Друге рівняння має переваги над першим тому, що точка $r = 0$ Мм і $\Delta t \approx 0$ год є природною. Із (1) отримуємо швидкість

$$v = \left(\frac{d}{dr} \Delta t(r) \right)^{-1} \approx 312.6 \text{ м/с},$$

а із рівняння (2) — $v \approx 312.3$ м/с. Ці результати добре узгоджуються з результатами, установленими для британських та ірландських станцій, для яких $v = 315.1 \pm 3.0$ м/с або $v = 313.8 \pm 1.3$ м/с.

Додамо, що за даними рис. 5 швидкість $v = 313.0 \pm 4.7$ м/с.

Таким чином, усі підходи для оцінки швидкості хвилі Лемба дають близькі оцінки (313... 315 м/с). Отримані значення швидкості повністю відповідають результатам робіт [5, 19—21, 30].

Амплітуда хвилі досить швидко зменшується при збільшенні відстані від вулкана (див. рис. 6, 7).

Із залежностей (3)—(6) перевагу віддаємо залежності (3). При цьому коефіцієнт достовір-

ності $R^2 \approx 0.9604$, а $\sigma \approx 0.927$ гПа. Головне те, що залежність описує циліндричну розбіжність хвилі. Саме такою є хвиля Лемба, яка поширюється вздовж поверхні Землі у своєрідному хвилеводі.

Отримана регресія (5) насправді не описує загасання вибухової хвилі за рахунок поглинання. Важливою є тільки циліндрична розбіжність фронту хвилі.

З іншої бази даних маємо набір рівнянь регресій (7)–(10). Залежність (7) має найменший коефіцієнт достовірності та найбільше стандартне відхилення, проте вона добре описує $\Delta p(r)$ для $r \sim 1$ Мм та $r > 15$ Мм. Залежність (8) незадовільна майже для всіх відстаней (крім $r = 1 \dots 4$ Мм). Прийнятною є також залежність (9). Для $r < 6$ Мм переважає залежність $\Delta p \approx r^{-1}$, а для $r > 7$ — залежність $\Delta p \approx r^{-0.5}$. Для $r \approx 6.6$ Мм їхній внесок приблизно однаковий. Залежність (10) не є фізичною та дає значні відхилення від даних спостережень за $r > 7$ Мм.

ГОЛОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ

У результаті статистичного аналізу параметрів вибухової хвилі, згенерованої супервулканом Тонга, встановлено таке.

1. Час запізнювання приходу хвилі лінійно збільшувався при збільшенні відстані від вулкана до місця реєстрації.

2. Швидкість поширення вибухової хвилі на відстані до 136.5 Мм залишалася практично незмінною. Різні методики її оцінювання дали значення 313...315 м/с.

3. Значення амплітуди вибухової хвилі сильно флюктувало (до 2 разів і більше) при незмінній відстані від вулкана до місця спостереження. Це залежало від орієнтації траєкторії хвилі та стану атмосферної погоди на трасі поширення хвилі.

4. Встановлено, що переважною розбіжністю фронту хвилі є циліндрична розбіжність. Цей факт разом зі швидкістю поширення підтверджує, що вибухова хвиля поширювалася чотирикратно навколо Землі як хвиля Лемба.

5. Оцінка глибини загасання хвилі Лемба становила приблизно 3805 Мм^{-1} . Така хвиля дійсно здатна обігнути нашу планету 6...7 разів.

Автори щиро вдячні рецензенту за корисні та конструктивні зауваження та поради.

Роботу виконано за фінансової підтримки Національного фонду досліджень України, проєкт 2020.02/0015 «Теоретичні та експериментальні дослідження глобальних збурень природного і техногенного походження в системі Земля — атмосфера — іоносфера». Робота також частково підтримувалась у рамках держбюджетної НДР, заданої МОН України (номер держреєстрації 0122U001476).

REFERENCES

1. Chernogor L. F. (2012). *Physics and ecology of the catastrophes*. Kharkiv, Ukraine: V. N. Karazin Kharkiv Nat. Univ. Publ. [in Russian].
2. Chernogor L. F. (2020). Parameters of the Infrasonic Signal Generated in the Atmosphere by Explosion of Powerful Volcano. *Physics of atmosphere and geospace*, **1**(1), 5–20.
3. Aa E., Zhang S.-R., Erickson P. J., Vierinen J., Coster A. J., Goncharenko L. P., Spicher A., Rideout W. (2022). Significant Ionospheric Hole and Equatorial Plasma Bubbles After the 2022 Tonga Volcano Eruption. *Geophys. Res. Lett.*, **20**(7), e2022SW003101. DOI:10.1029/2022SW003101
4. Aa E., Zhang S.-R., Wang W., Erickson P. J., Qian L., Eastes R., Harding B. J., Immel T. J., Karan D. K., Daniell R. E., Coster A. J., Goncharenko L. P., Vierinen J., Cai X., Spicher A. (2022). Pronounced Suppression and X-Pattern Merging of Equatorial Ionization Anomalies After the 2022 Tonga Volcano Eruption. *J. Geophys. Res.: Space Phys.*, **127**(6), e2022JA030527. DOI:10.1029/2022JA030527
5. Amores A., Monserrat S., Marcos M., Argüeso D., Villalonga J., Jordà G., Gomis D. (2022). Numerical Simulation of Atmospheric Lamb Waves Generated by the 2022 Hunga-Tonga Volcanic Eruption. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(6), e2022GL098240. DOI:10.1029/2022GL098240
6. 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

7. Burt S. (2022). Multiple airwaves crossing Britain and Ireland following the eruption of Hunga Tonga-Hunga Ha'apai on 15 January 2022. *Weather. Special Issue: The January 2022 eruption of Hunga Tonga-Hunga Ha'apai*, 77(3), 76–81. DOI:10.1002/wea.4182
8. Carr J. L., Horváth Á., Wu D. L., Friberg M. D. (2022). Stereo plume height and motion retrievals for the record-setting Hunga Tonga-Hunga Ha'apai eruption of 15 January 2022. *Geophys. Res. Lett.*, 49, e2022GL098131. DOI:10.1029/2022GL098131
9. Carvajal M., Sepúlveda I., Gubler A., Garreaud R. (2022). Worldwide signature of the 2022 Tonga volcanic tsunami. *Geophys. Res. Lett.*, 49(6), e2022GL098153. DOI:10.1029/2022GL098153
10. Chen C.-H., Zhang X., Sun Y.-Y., Wang F., Liu T.-C., Lin C.-Y., Gao Y., Lyu J., Jin X., Zhao X., Cheng X., Zhang P., Chen Q., Zhang D., Mao Z., Liu J.-Y. (2022). Individual Wave Propagations in Ionosphere and Troposphere Triggered by the Hunga Tonga-Hunga Ha'apai Underwater Volcano Eruption on 15 January 2022. *Remote Sensing*, 14(9), 2179. DOI:10.3390/rs14092179
11. Ern M., Hoffmann L., Rhode S., Preusse P. (2022). The mesoscale gravity wave response to the 2022 Tonga volcanic eruption: AIRS and MLS satellite observations and source backtracing. *Geophys. Res. Lett.*, 49(10), e2022GL098626. DOI:10.1029/2022GL098626
12. Gossard E. E., Hooke W. H. *Waves in the Atmosphere*. New York: Elsevier, 1975. 456 p.
13. Harding B. J., Wu Y.-J. J., Alken P., Yamazaki Y., Triplett C. C., Immel T. J., Gasque L. C., Mende S. B., Xiong C. (2022). Impacts of the January 2022 Tonga Volcanic Eruption on the Ionospheric Dynamo: ICON-MIGHTI and Swarm Observations of Extreme Neutral Winds and Currents. *Geophys. Res. Lett.*, 49(9), e2022GL098577. DOI:10.1029/2022GL098577
14. Imamura F., Suppasri A., Arikawa T., Koshimura S., Satake K., Tanioka Y. (2022). Preliminary Observations and Impact in Japan of the Tsunami Caused by the Tonga Volcanic Eruption on January 15, 2022. *Pure and Appl. Geophys.*, 179, 1549–1560. DOI:10.1007/s00024-022-03058-0
15. Kubota T., Saito T., Nishida K. (2022). Global fast-traveling tsunamis driven by atmospheric Lamb waves on the 2022 Tonga eruption. *Science*, 377(6601), 91–94. DOI:10.1126/science.abo4364
16. 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., Šepić 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
17. Le G., Liu G., Yizengaw E., Englert C. R. (2022). Intense equatorial electrojet and counter electrojet caused by the 15 January 2022 Tonga volcanic eruption: Space- and ground-based observations. *Geophys. Res. Lett.*, 49(11), e2022GL099002. DOI:10.1029/2022GL099002
18. Lin J.-T., Rajesh P. K., Lin C. C. H., Chou M.-Y., Liu J.-Y., Yue J., Hsiao T.-Y., Tsai H.-F., Chao H.-M., Kung M.-M. (2022). Rapid Conjugate Appearance of the Giant Ionospheric Lamb Wave Signatures in the Northern Hemisphere After Hunga-Tonga Volcano Eruptions. *Geophys. Res. Lett.*, 49(8), e2022GL098222. DOI:10.1029/2022GL098222
19. Matoza R. S., Fee D., Assink J. D., Iezzi A. M., Green D. N., Kim K., Toney L., Lecocq T., Krishnamoorthy S., Lalande J. M., Nishida K., Gee K. L., Haney M. M., Ortiz H. D., Brissaud Q., Martire L., Rolland L., Vergados P., Nippress A., Park J., Shani-Kadmiel S., Witsil A., Arrowsmith S., Caudron C., Watada S., Perttu A. B., Taisne B., Mialle P., Le Pichon A., Vergoz J., Hupe P., Blom P. S., Waxler R., De Angelis S., Snively J. B., Ringler A. T., Anthony R. E., Jolly A. D., Kilgour G., Averbuch G., Ripepe M., Ichihara M., Arciniega-Ceballos A., Astafyeva E., Ceranna L., Cevuard S., Che I.-Y., De Negri R., Ebeling C. W., Evers L. G., Franco-Marin L. E., Gabrielson T. B., Hafner K., Harrison R. G., Komjathy A., Lacanna G., Lyons J., Macpherson K. A., Marchetti E., McKee K. F., Mellors R. J., Mendo-Pérez G., Mikesell T. D., Munaibari E., Oyola-Merced M., Park I., Pilger C., Ramos C., Ruiz M. C., Sabatini R., Schwaiger H. F., Tailpied D., Talmadge C., Vidot J., Webster J., Wilson D. C. (2022). Atmospheric waves and global seismoacoustic observations of the January 2022 Hunga eruption, Tonga. *Science*, 377(6601), 95–100. DOI:10.1126/science.abo7063
20. Matoza R. S., Fee D., Assink J. D., Iezzi A. M., Green D. N., Kim K., Toney L., Lecocq T., Krishnamoorthy S., Lalande J. M., Nishida K., Gee K. L., Haney M. M., Ortiz H. D., Brissaud Q., Martire L., Rolland L., Vergados P., Nippress A., Park J., Shani-Kadmiel S., Witsil A., Arrowsmith S., Caudron C., Watada S., Perttu A. B., Taisne B., Mialle P., Le Pichon A., Vergoz J., Hupe P., Blom P. S., Waxler R., De Angelis S., Snively J. B., Ringler A. T., Anthony R. E., Jolly A. D., Kilgour G., Averbuch G., Ripepe M., Ichihara M., Arciniega-Ceballos A., Astafyeva E., Ceranna L., Cevuard S., Che I.-Y., De Negri R., Ebeling C. W., Evers L. G., Franco-Marin L. E., Gabrielson T. B., Hafner K., Harrison R. G., Komjathy A., Lacanna G., Lyons J., Macpherson K. A., Marchetti E., McKee K. F., Mellors R. J., Mendo-Pérez G., Mikesell T. D., Munaibari E., Oyola-Merced M., Park I., Pilger C., Ramos C., Ruiz M. C., Sabatini R., Schwaiger H. F., Tailpied D., Talmadge C., Vidot J., Webster J., Wilson D. C. (2022). Supplementary Materials for Atmospheric waves and global seismoacoustic observations of the January 2022 Hunga eruption, Tonga. *Science*, 377(6601), DOI:10.1126/science.abo7063

21. Otsuka S. (2022). Visualizing Lamb waves from a volcanic eruption using meteorological satellite Himawari-8. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(8), e2022GL098324. DOI:10.1029/2022GL098324
22. Poli P., Shapiro N. M. (2022). Rapid Characterization of Large Volcanic Eruptions: Measuring the Impulse of the Hunga Tonga Ha'apai Explosion From Teleseismic Waves. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(8), e2022GL098123
23. Ramirez-Herrera M. T., Coca O., Vargas-Espinosa V. (2022). Tsunami Effects on the Coast of Mexico by the Hunga Tonga-Hunga Ha'apai Volcano Eruption, Tonga. *Pure and Appl. Geophys.*, **179**, 1117—1137. DOI:10.1007/s00024-022-03017-9
24. Saito S. (2022). Ionospheric disturbances observed over Japan following the eruption of Hunga Tonga-Hunga Ha'apai on 15 January 2022. *Earth, Planets and Space*, **74**, 57. DOI:10.1186/s40623-022-01619-0
25. Schnepf N. R., Minami T., Toh H., Nair M. C. (2022). Magnetic Signatures of the 15 January 2022 Hunga Tonga-Hunga Ha'apai Volcanic Eruption. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(10), e2022GL098454.
26. Tanioka Y., Yamanaka Y., Nakagaki T. (2022). Characteristics of the deep sea tsunami excited offshore Japan due to the air wave from the 2022 Tonga eruption. *Earth, Planets and Space*, **74**, 61. DOI: 10.1186/s40623-022-01614-5
27. Terry J. P., Goff J., Winspear N., Bongolan V. P., Fisher S. (2022). Tonga volcanic eruption and tsunami, January 2022: globally the most significant opportunity to observe an explosive and tsunamigenic submarine eruption since AD 1883 Krakatau. *Geosci. Lett.*, **9**, 24. DOI: 10.1186/s40562-022-00232-z
28. *The Encyclopedia of Volcanoes* (2th ed.). Academic Press, 2015. 1421 p. DOI:10.1016/B978-0-12-385938-9.00063-8
29. Themens D. R., Watson C., Žagar N., Vasylyevych S., Elvidge S., McCaffrey A., Prikryl P., Reid B., Wood A., Jayachandran P. T. (2022). Global propagation of ionospheric disturbances associated with the 2022 Tonga volcanic eruption. *Geophys. Res. Lett.*, **49**(7), e2022GL098158. DOI:10.1029/2022GL098158
30. Vergoz J., Hupe P., Listowski C., Le Pichon A., Garcés M. A., Marchetti E., Labazuy P., Ceranna L., Pilger C., Gaebler P., Näsholm S. P., Brissaud Q., Poli P., Shapiro N., De Negri R., Mialle P. (2022). IMS observations of infrasound and acoustic-gravity waves produced by the January 2022 volcanic eruption of Hunga, Tonga: A global analysis. *Earth and Planet. Sci. Lett.*, **591**, 117639. DOI:10.1016/j.epsl.2022.117639
31. Wright C. J., Hindley N. P., Alexander M. J., Barlow M., Hoffmann L., Mitchell C. N., Prata F., Bouillon M., Carstens J., Clerbaux C., Osprey S. M., Powell N., Randall C. E., Yue J. (2022). Surface-to-space atmospheric waves from Hunga Tonga-Hunga Ha'apai eruption. *Nature*, **609**, 741—746. DOI: 10.1038/s41586-022-05012-5
32. Yamazaki Y., Soares G., Matzka J. (2022). Geomagnetic Detection of the Atmospheric Acoustic Resonance at 3.8 mHz During the Hunga Tonga Eruption Event on 15 January 2022. *J. Geophys. Res.: Space Phys.*, **127**(7), e2022JA030540. DOI: 10.1029/2022JA030540
33. 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
34. Zhang S.-R., Vierinen J., Aa E., Goncharenko L. P., Erickson P. J., Rideout W., Coster A. J., Spicher A. (2022). 2022 Tonga Volcanic Eruption Induced Global Propagation of Ionospheric Disturbances via Lamb Waves. *Front. Astron. and Space Sci.*, **9**, 871275. DOI:10.3389/fspas.2022.871275

Стаття надійшла до редакції 18.08.2023

Після доопрацювання 08.09.2023

Прийнято до друку 25.11.2023

Received 18.08.2023

Revised 08.09.2023

Accepted 25.11.2023

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

M. B. Shevelev, PhD in Phys. & Math., Senior Researcher at the Department of Space Radiophysics

E-mail: mykyta.b.shevelev@gmail.com

V. N. Karazin Kharkiv National University

4 Svoboda Sq., Kharkiv, 61022 Ukraine

A STATISTICAL STUDY OF THE EXPLOSIVE WAVES LAUNCHED BY THE TONGA SUPER-VOLCANO ON JANUARY 15, 2022

The eruption of Hunga Tonga-Hunga Ha'apai volcano (briefly known as the Tonga volcano), which was the largest explosion recorded by modern instrumentation, attained a maximum on January 15, 2022. Only the Krakatoa eruption of August 26-27, 1883, could have rivaled the atmospheric disturbance produced. The initial volcanic plume rose to 58 kilometers, the greatest height ever reported. The Tonga volcano created a chain of effects in all subsystems of the Earth — atmosphere — ionosphere — magnetosphere system, which requires a more detailed analysis. The purpose of this paper is the statistical study of the main parameters of the wave generated in the air by the explosion of the Tonga super-volcano on January 15, 2022. The statistical study of the parameters of the explosive wave launched by the Tonga super-volcano has established the following. The time delay of the arrival of the wave increases with increasing distance between the volcano and the observatory taking measurements. The speed of propagation for the explosive wave remains virtually unalterable in the range of up to 136.5 Mm. Different techniques for estimating the speed yield the values of 313...315 m/s. At a particular distance between the volcano and the observatory taking measurements, the amplitude of the explosive wave is observed to fluctuate wildly (by a factor of 2 or greater), which is dependent on the orientation of the propagation path and on the state of tropospheric weather along the propagation path. The radiated wave front has been established to be well approximated by a cylindrical wave. This fact, together with the speed of propagation, suggests that the explosive wave made 4-fold travel around the Earth as a Lamb wave of the Earth's atmosphere.

Keywords: Tonga volcano, explosive wave, statistical parameters, scatter diagram, time delay, wave velocity, wave amplitude, Lamb wave, polynomial regression.

<https://doi.org/10.15407/knit2024.01.080>
УДК 621.791:629.78

Л. М. ЛОБАНОВ, заст. дир., д-р техн. наук, проф., акад. НАН України. Заслужений діяч науки і техніки України (2004), Золота медаль ім. Б. Патона «За видатні досягнення у створенні інноваційних науково-технічних розробок, які знайшли широке практичне використання» (2022)

ORCID: 0000-0001-9296-2335

E-mail: office@paton.kiev.ua

Н. В. ПІСКУН, зав. відділу, д-р техн. наук

ORCID:0000-0003-1459-2310

E-mail: nadamova54@gmail.com

Є. Г. ТЕРНОВИЙ, заст. зав. відділу

ORCID:0000-0002-4323-0944

E-mail: ev-geo@ukr.net

С. О. ГЛУШАК, наук. співроб.

ORCID: 0000-0003-4518-7262

E-mail: electriber@ukr.net

В. А. КРЮКОВ, пров. інж.-конструктор

E-mail: valesik51@ukr.net

Т. М. ХАРКІВСЬКА, пров. інж.-конструктор

ORCID:0000-0002-2792-265X

E-mail: kharpal@ukr.net

І. І. СТАТКЕВИЧ, наук. співроб.

ORCID: 0000-0001-9403-2123

E-mail: statkevich_igor@ukr.net

В. Ф. ШУЛИМ, наук. співроб.

ORCID:0000-0001-7795-5831

E-mail: vshulym@gmail.com

В. О. ЗАКОРКО, пров. інж., аспірант

E-mail: vladimir.zakorko@gmail.com

Інститут електрозварювання ім. Є. О. Патона Національної академії наук України
вул. Казимира Малевича 11, Київ, Україна, 03150

ЕЛЕКТРОННО-ПРОМЕНЕВА ГАРМАТА ДЛЯ РУЧНОГО ЗВАРЮВАННЯ В УМОВАХ ПОВЕРХНІ МІСЯЦЯ

В останні роки в космічній тематиці все більший акцент робиться на питаннях освоєння Місяця. Не останню увагу приділяють вирішенню проблем, пов'язаних із забезпеченням необхідних життєвих умов для астронавтів, із побудованням та збиранням на місці великої кількості технічних приладів та споруд. Експлуатація та розвиток орбітальних комплексів, а

Цитування: Лобанов Л. М., Піскун Н. В., Терновий Є. Г., Глушак С. О., Крюков В. А., Харківська Т. М., Статкевич І. І., Шулим В. Ф., Закорко В. О. Електронно-променева гармата для ручного зварювання в умовах поверхні Місяця. *Космічна наука і технологія*. 2024. **30**, № 1 (146). С. 80—91. <https://doi.org/10.15407/knit2024.01.080>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

також перспективні завдання створення споруд на місячній і марсіанській поверхні, передбачають впровадження технологій монтажу та ремонту космічних об'єктів.

При роботі у відкритому космосі виконується велика кількість ремонтно-відновлюваних операцій, а також фіксування фрагментів великогабаритних конструкцій, до яких попередньо підготуватися складно і неможливо. Крім того, можлива вірогідність надзвичайних ситуацій, які потребують термінових технологічних операцій різання, зварювання або паяння, при яких процес та об'єм операції будуть визначатися космонавтом безпосередньо на місці, де він зможе оцінити об'єм та спосіб виконання необхідних робіт. Тому необхідним є створення сучасного електронно-променевого обладнання для ручного зварювання, що буде сприяти продовженню строку експлуатації космічного об'єкта, а іноді і збереженню життя екіпажів. Це обладнання повинно бути компактним та ефективно здійснювати операції з електронно-променевого зварювання та споріднених технологій в умовах місячної поверхні.

Результати проведених у відкритому космосі експериментів із ручного електронно-променевого зварювання свідчать про те, що апаратура, яка була створена раніше, дає можливість виконувати зварювання нержавіючих сталей, титанових та алюмінієвих сплавів завтовшки до 1.5 мм. Водночас товщина матеріалу, який використовується при виготовленні оболонок пілотованих космічних апаратів, досягає 4...6 мм, а довжина зварювальних швів може сягати декількох метрів.

Метою цієї роботи є створення обладнання нового покоління, яке дозволить вирішити проблему зварювання матеріалів від 4 до 6 мм, що в основному використовуються в сучасній аерокосмічній техніці.

Ключові слова: електронно-променеве зварювання, обладнання для зварювання, монтажних і ремонтно-відновлювальних робіт, обладнання для ручного електронно-променевого зварювання, тріодна емісійна система гармати, електронно-оптична система гармати, кросовер.

ВСТУП

Необхідність зварювальних та інших технологічних операцій на поверхні Місяця вимагає дуже серйозного підходу до конструювання зварювального обладнання. Особливості фізичних умов на поверхні Місяця накладають обмеження на конструктивні матеріали розроблюваної апаратури та її експлуатаційні можливості. Головними з цих умов є надвисокий вакуум (до 10^{-11} Па), коливання температури вдень і вночі (відповідно $+130$ °C та -170 °C), відсутність магнітного поля та зменшена у шість разів порівняно із земною сила тяжіння.

Жорсткі фізичні умови на поверхні Місяця суттєво впливають на специфіку виконання монтажних та ремонтно-відновлюваних робіт, таких як зварювання, різання, паяння та нанесення покриттів. Це, у свою чергу, вимагає забезпечення специфічних характеристик обладнання, призначеного для реалізації різних технологічних процесів в умовах Місяця.

Створений раніше ручний інструмент (УРІ), який було розроблено та виготовлено в Інституті електрозварювання ім. Є. О. Патона Національної академії наук України (ІЕЗ) і випробувано на космічній орбіті [9], а також ручний інструмент «Універсал» [5—8] мають такі недоліки, як невеликий ресурс роботи катода (не більш ніж 1 год) та електростатичне фокусування електронного

пучка (діаметр пучка понад 2.5 мм при робочій відстані 40...50 мм). Крім того, суміщення електронно-променевої гармати з високовольтним джерелом живлення в одному моноблоці, який має великі габарити та вагу, заважає виконувати необхідні технологічні процеси і спостерігати за ними.

При виконанні даної роботи запропоновано концепцію нового ручного електронно-променевого інструмента, який містить електронно-променеву гармату, що з'єднується з джерелом живлення за допомогою високовольтного гнучкого кабеля зі з'єднувачем і має можливість формувати гострофокусний пучок діаметром не більш ніж 1 мм у фокальній площині на відстані до 80 мм без застосування фокусувальної електромагнітної лінзи, що дає змогу оператору виконувати технологічні процеси без надмірних зусиль і забезпечить зручне спостереження за ними при достатній відстані від місця об'єкта.

Електронно-оптична система ручної гармати, особливо для використання її в умовах низької гравітації, повинна мати тріодну емісійну систему, яка складається з катода, фокусувального електрода та анода. Тому на відміну від раніше використовуваних гармат з діодними емісійними системами та прямонакальними катодами нову гармату оснащено тріодною емісійною системою з катодом типу «таблетки» (із гексабориду

лантану або танталу), який підігрівается електронним бомбардуванням, а безінерційне керування струмом пучка відбувається зміною керівної напруги на фокусувальному електроді.

Згідно із цією концепцією розроблено технічну документацію на компактну електронно-променеву гармату зі збільшеною потужністю генерованого електронного променя для перспективних завдань зварювання в умовах надвисокого вакууму космічного простору. У даній роботі реалізовано алгоритм фокусування електронного променя за допомогою лише довгофокусної емісійної системи гармати, що спрощує використання її ручного варіанта оператором-космонавтом. З метою максимального підвищення ефективності апаратури при одночасному забезпеченні її мінімально можливих масогабаритних характеристик було розроблено нову електронно-оптичну систему гармати, яка сприяла підвищенню питомої потужності електронного променя. За рахунок цього було збільшено плавильну здатність електронного променя.

У запропонованій гарматі електронний промінь має максимально можливу ламінарність і розрахункову питому потужність у зоні зварювання до 12 кВт/мм², що дозволяє здійснити якісне зварювання та різання алюмінієвих сплавів товщиною до 8 мм, а також титанових сплавів та нержавіючих сталей товщиною до 4...6 мм.

Розроблена при виконанні цієї роботи електронно-променева гармата також відрізняється від обладнання попереднього покоління підвищеною потужністю електронного пучка (до 2.5 кВт), з'єднанням з джерелом живлення за допомогою гнучкого високовольтного кабеля, застосуванням автономного швидкозмінного катодного вузла із терміном його заміни не більше 3.5 хв.

У гарматі застосовано також пристрій для компенсації просторового заряду пучка у просторі його дрейфу на поверхні Місяця, де навколишній вакуум досягає 10⁻¹¹ Па.

СПЕЦІАЛІЗОВАНА АПАРАТУРА ДЛЯ РУЧНОГО ЕЛЕКТРОННО-ПРОМЕНЕВОГО ЗВАРЮВАННЯ

Технічні характеристики електронно-променевої гармати нового покоління. Для використання у складі комплексу апаратури, призначеної для

електронно-променевого зварювання в умовах поверхні Місяця, розроблено інструмент з електронно-променевою гарматою (ЕПГ) нового покоління, що відрізняється від застосовуваних у відкритому космосі. За прототипи для створення нового інструмента взято відомі технологічні макети електронно-променевих гармат У-729 та ПЛ-101, які пройшли випробування в наземних умовах, в термобарокамері і на літаючій лабораторії ТУ-104А. На відміну від діодних прямонакальних гармат, які використовувались в інструментах УРІ та «Універсал» у складі моноблока з джерелом живлення, а також від діодної гармати з непрямим підігрівом лантан-боридного катода У-729, нова гармата має тріодну емісійну систему, підключену до високовольтного джерела живлення гнучким високовольтним кабелем зі з'єднувачем. Космонавт-оператор у такому випадку буде працювати в ручному режимі тільки з малогабаритною гарматою невеликої ваги, оснащеною швидкозмінним катодним вузлом, що спрощує заміну витратного комплектування без додаткового юстування. Така гармата дозволяє споживати менший струм (5...10 А) у мережі розжарення для підігрівання лантан-боридного катода порівняно з діодними прямонакальними гарматами, які неможливо підключити до джерела живлення гнучким кабелем з малим перерізом з причини завеликого струму (18...20 А) для безпосереднього нагрівання катода.

Значення вихідних параметрів нової ручної гармати для використання в умовах Місяця приведено нижче.

Прискорювальна напруга	до 10 кВ
Струм пучка	0...250 мА
Тип емісійної системи	тріодна
Напруга запирання	0...5 кВ
Конструкція катодного вузла	швидкозмінний
Спосіб підігріву катода	електронне бомбардування
Напруга електронного бомбардування	800...1200 В
Струм електронного бомбардування	0...60 мА
Напруга розжарення підігрівача	2...5 В
Струм розжарення підігрівача	до 10 А
Матеріал катода	LaB ₆ , Та, W
Фокусування	електростатичне, довгофокусне
Діаметр фокуса	до 1.0 мм

Робоча відстань	до 85 мм
Матеріал ізоляторів	Al ₂ O ₃
Габарити гармати:	
довжина	≤ 250 мм
діаметр	≤ 80 мм
Маса	2.5 кг
Ресурс роботи катода	до 20 год
Час заміни швидкозмінного	до 3.5 хв
катодного вузла	
Час безперервної роботи гармати	до 15 хв
(при увімкненому розжаренні катода)	
Час охолодження гармати	до 15 хв
між включеннями розжарення катода	

Ручна електронно-променева гармата укомплектована пристроєм — «гардою» для захисту руки оператора від м'якого рентгенівського опромінювання. Ручна гармата також комплектується захисною решіткою, яка монтується на анодному блоці гармати і захищає оператора від доторкання до розпечених поверхонь.

Умови проходження електронного пучка в гарматі [12]. Формування електронного пучка в емісійній системі гармати відбувається під дією електричного поля у прискорювальному проміжку цієї системи, а саме між катодом, фокусувальним електродом та анодом з урахуванням відштовхувальної дії на електронні траєкторії просторового заряду пучка. При цьому у прискорювальному проміжку емісійної системи гармати, як і на всьому шляху електронів від катода до зварюваного виробу, відбувається іонізація залишкового газу електронами пучка, яка характеризується часом іонізації t_i [1]:

$$\tau_i = \frac{0.169}{P \cdot \epsilon_i(U_{\text{пр}}) \sqrt{U_{\text{пр}}}},$$

де P — тиск у просторі польоту електронного пучка, $\epsilon_i(U_{\text{пр}})$ — відносна іонізація, $U_{\text{пр}}$ — напруга прискорення.

При звичайному робочому тиску у проміжку прискорення порядку 5 мПа утворені тут позитивні іони швидко покидають його, тобто під дією прискорювальної напруги летять на катод, не встигаючи вплинути на негативний просторовий заряд пучка. Як результат — компенсації цього заряду іонами тут не відбувається.

Після виходу з анодного каналу електронний пучок далі проходить у напрямку до зварювано-

го виробу у так званому просторі дрейфу, де немає будь-якого зовнішнього електричного поля. У цьому проміжку електрони летять за інерцією із швидкістю V_e , яку набули у прискорювальному полі емісійної системи гармати. При малих швидкостях (далеких від швидкості світла) маємо [3]:

$$V_e = 5.95 \cdot 10^7 \cdot \sqrt{U_{\text{пр}}},$$

де V_e — швидкість електронів, см/с.

При проходженні пучка електронів у середовищі залишкових газів та пари матеріалу зварюваного виробу мають місце як парні, так і колективні взаємодії. У цих умовах визначальним фактором стає знак потенціалу на осі пучка, який залежить від співвідношення $\tau_{\text{идр}}/\tau_i$ ($\tau_{\text{идр}}$ — час життя створених іонів на осі пучка у просторі дрейфу). При $\tau_{\text{идр}}/\tau_i > 1$, коли іони швидко видаляються та повільно утворюються, просторовий заряд пучка має залишатися некомпенсованим. При $\tau_{\text{идр}}/\tau_i < 1$ іони швидше утворюються, ніж видаляються, і пучок стає повністю скомпенсованим, тобто його власний негативний просторовий заряд повністю нейтралізований. Той чи інший механізм компенсації цього заряду при рівних інших умовах насамперед залежить від ступеня вакууму у просторі дрейфу.

Так, у звичайних наземних промислових електронно-променевих зварювальних установках ступінь вакууму у робочих вакуумних камерах не перевищує 8...10 мПа. У цих умовах у просторі дрейфу пучка настає повна компенсація його просторового заряду і пов'язана з цим можливість досягнення значної питомої потужності пучка у місці зварювання, тому що просторовий заряд при цьому не обмежує мінімальний перебіг пучка у фокальній площині.

Однак, як показали численні дослідження, при тиску у просторі дрейфу гармати нижче 3...7 мПа (практично для умов на поверхні Місяця) просторовий заряд електронного пучка може бути значно недокомпенсованим. Відтак матиме місце значне розширення пучка у просторі дрейфу, що призведе до зменшення питомої потужності пучка, а відповідно і його здатності до проплавлення у місці зварювання.

Як показали результати експериментів, при зміні тиску від 7 до 0.4 мПа при проходженні

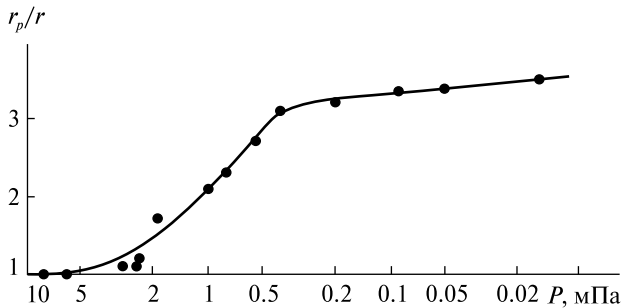


Рис. 1. Відносна залежність радіуса поперечного перерізу пучка від якості (рівня) вакууму

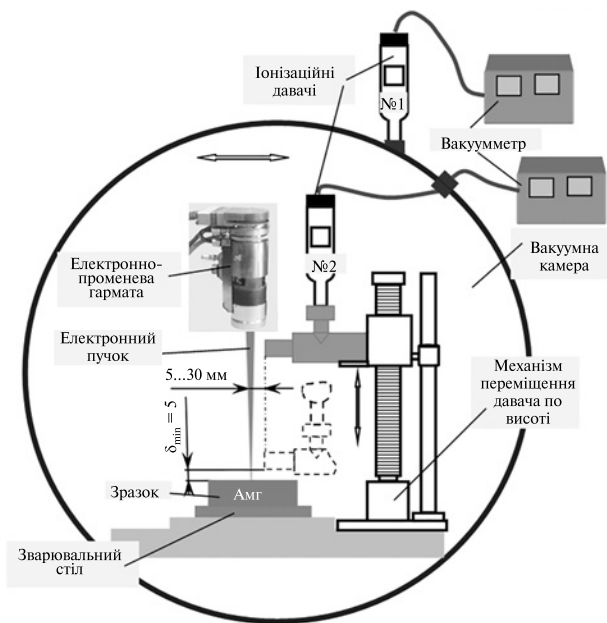


Рис. 2. Схема експерименту з оцінювання погіршення вакууму в просторі дрейфу пучка при зварюванні зразка

електронним пучком з енергією 15 кеВ відстані 80 мм його ефективний радіус $r_e(P)$ збільшується більш ніж у три рази порівняно з ефективним радіусом r проникнення у простір дрейфу (рис. 1).

Пошуки причин погіршення вакууму у просторі дрейфу. Для оцінки погіршення вакууму у зоні дрейфу за рахунок зустрічного парогозового потоку з розплавленої ванни під час операції зварювання ставився спеціальний експеримент у вакуумній камері в наземних умовах.

У ході експерименту (рис. 2) у вакуумній камері на маніпуляторі вертикально закріплюва-

лась електронно-променева гармата ПЛ 101. На робочій відстані гармати $L_{\text{роб}} = 100$ мм на робочому столі встановлювалась водоохолоджувана мідна мішень, у центральне заглиблення якої вкладався штифт з алюмінієвого сплаву АМгб.

На спеціальному механізмі вертикального переміщення було закріплено горизонтально вакуумний іонізаційний давач № 2 (ПМИ-2 — перетворювач монометричний індукційний), зорієнтований своїм вхідним отвором до спільної вертикальної осі гармати — штифт. Такий же давач № 1 використовувався для замірювання загального вакууму всередині камери.

Експеримент починався з того, що у процесі відкачування камери досягали однакових показань ступеня вакуумів обидва давачі (№ 1 та № 2). Після цього включали електронний пучок з малим струмом, переміщали гармату до поєднання пучка з центром штифта. Давач № 1 вертикальним переміщенням підводили максимально впритул до поверхні штифта. Включали струм пучка 80 мА, фокусували його на штифті і починали переміщення давача № 1 знизу догори, фіксуючи показання цього давача в залежності від вертикальної координати його розміщення. При цьому наближали вхідний отвір давача № 1 максимально близько до периферії пучка. Заміри показань давача № 1 робили вздовж усього його вертикального переміщення від мішені до нижнього торця гармати. При цьому сліdkували за тим, щоб давач № 2 не змінював своїх показань у бік підвищення загального тиску в камері. Експеримент повторювали декілька разів в діапазоні струмів пучка від 40 до 120 мА.

Головний результат проведеного експерименту полягає в тому, що вздовж осі електронного пучка в напрямку від місця зварювання до нижнього торця гармати (тобто упродовж робочої відстані гармати) вакуум погіршується не більше, ніж на порядок порівняно з вакуумом у навколишньому середовищі вакуумної камери (в умовах проведеного експерименту з 0.4 до 4 мкПа). Якщо застосувати ці результати до умов Місяця, то стає зрозумілим, що таке погіршення вакууму є неефективним, щоб запобігти розширенню пучка у просторі дрейфу. Звідси виникає висновок, що потрібно застосовувати ефектив-

ніший спосіб погіршення вакууму у просторі дрейфу гармати.

З цією метою було запропоновано, з нашого погляду, набагато ефективніший і одночасно простіший спосіб погіршення вакууму у просторі дрейфу, а саме регульована подача газу безпосередньо у простір дрейфу, при тому що сам простір дрейфу має бути обмеженим на всій його довжині стінками променепроводу. Подача газу може відбуватися від невеликого балона, який може розташовуватися на корпусі гармати або на робочому місці оператора-зварника в затемненій зоні і приєднуватися до променепроводу гармати за допомогою тонкого і легкого шланга паралельно з низьковольтними кабелями. Керування подачею газу з балона може здійснюватися за допомогою інжектора (типу автомобільного) самим оператором-зварником за допомогою додаткової кнопки на рукоятці зварювального інструмента або кнопки на виносному пульті керування інструментом, закріпленому поблизу зони проведення робіт.

Запропоноване обладнання може стати також корисним у ролі ефективного охолоджувача зварювальної гармати між сеансами, коли після завершення зварювальної операції або її частини потрібно скоріше охолодити гармату перед наступним етапом зварювальних робіт. Для цього між зварювальними сеансами закривають вихідний отвір променепроводу та вихідний канал диференційного відкачування і вмикають подачу газу у променепровід. При цьому охолоджений газ через отвір у аноді вдується у внутрішню порожнину гармати і безпосередньо і швидко охолоджує найбільш теплонавантажені деталі та вузли гармати, а саме анод, катод, підігрівач, деталі високовольтного ізолятора і швидкозмінного катодного вузла. У такій функції газ, який подається у гармату для проміжного охолодження, може забезпечити охолодження гармати за 10...15 хв після попередньої безперервної роботи протягом 5...10 хв.

Одним із способів охолодження гармати як під час її роботи, так і під час перерви між робочими етапами може бути використання в її конструкції так званих теплових труб. За допомогою останніх можна відводити зайве тепло від

теплонавантажених вузлів гармати до елементів її власної конструкції або допоміжних пристроїв, які в цей час перебувають у тіні, або завдяки спеціальним покриттям та механічній обробці мають високі випромінювальні або дзеркальні властивості.

Потрібно зауважити, що газ для закачування у згадані балони можна буде одержувати безпосередньо в умовах Місяця з використанням розробленої гармати, яка з допомогою електронного пучка розкладатиме гірські породи.

РОЗРОБКА ЕЛЕКТРОННО-ОПТИЧНОЇ СИСТЕМИ ГАРМАТИ

З метою максимального підвищення ефективності апаратури при одночасному забезпеченні її мінімально можливих масогабаритних характеристик було розроблено нову електронно-оптичну систему гармати. Для цього було проаналізовано шляхи підвищення щільності струму у фокальній площині пучка. Електронно-оптична система ручної гармати повинна мати тільки одну складову — тріодну емісійну систему, яка складається з катода, фокусувального електрода та анода.

При розробці нової тріодної емісійної системи було використано добре апробовану методику оптимізації таких систем на основі траєкторного аналізу, яка базується на одночасному розв'язуванні задач аналізу і синтезу [2, 13].

Оптимізована тріодна емісійна система розробляється у двох модифікаціях — довгофокусній і короткофокусній. На рис. 3 схематично зображено довгофокусну емісійну систему, призначену для використання переважно у гарматі, що є складовою частиною малогабаритного ручного електронно-променевого інструмента [14]. У цьому випадку емісійна система формує промінь, який фокусується безпосередньо в зоні зварювання, враховуючи, що при зварюванні металів малих товщин у більшості випадків фокальну площину променя розташовують на поверхні зразка. Питома потужність променя в зоні зварювання, і, як результат, його здатність до проварювання цілком залежать від площі перерізу променя в його фокальній площині, тобто від діаметра променя в кросовері [2, 13].

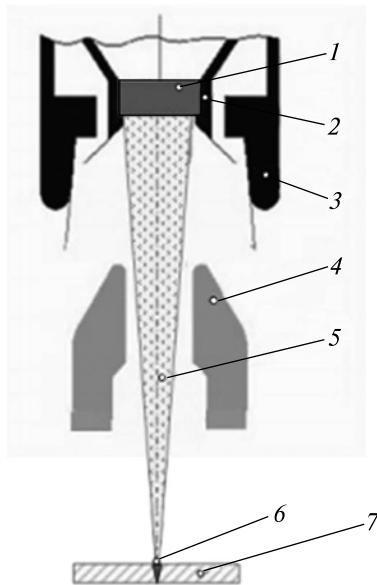


Рис. 3. Нова довгофокусна тріодна емісійна система електронно-променевої гармати, $U_{np.} = 10$ кВ, $I_w = 250$ мА [4]: 1 — катод LaB6, 2 — катодотримач, 3 — керівний електрод, 4 — анод, 5 — електронний пучок, 6 — сфокусований пучок, 7 — зварюваний зразок

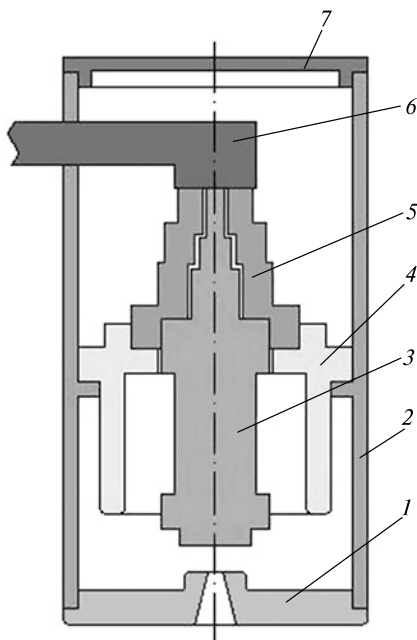


Рис. 4. Загальна компоновка нової електронно-променевої зварювальної гармати [11]: 1 — анодний блок, 2 — корпус, 3 — з'ємний катодний вузол, 4 — високовольний ізолятор, 5 — головний ізолятор катодного вузла, 6 — високовольне введення, 7 — кришка

Згідно з методикою емісійна система будується з початковим використанням її необхідних геометричних та електричних параметрів, таких як прискорювальна напруга, кут α збіжності променя перед кросовером, діаметр катода типу «таблетка» з плоскою емісійною поверхнею, наявність реальних конструктивних елементів фіксації катода в його утримувачі, конфігурація кільцевого проміжку між катодом і фокусувальним електродом та приблизна проста форма анода.

Отримані в результаті розрахунків контури фокусувального електрода та розташування анода апроксимуємо комплексом простих для виготовлення поверхонь (конічних, циліндричних) (рис. 4). Насамкінець виконуємо траєкторний аналіз апроксимованої емісійної системи і отримуємо шуканий струм пучка $I_w = 250$ мА при напрузі запирання $U_m = -70$ В на фокусувальному електроді.

Слід зазначити, що у будь-якій тріодній емісійній системі зі зменшенням струму пучка від його максимуму до нуля первинний кросовер наближений до катода. У ручному інструменті у подібному випадку (наприклад, зменшення струму пучка при виведенні зварного кратера) для підтримки положення фокуса (кросовера) пучка на поверхні зварюваного виробу оператору необхідно вручну наближати гармату до виробу. У електронно-оптичній системі інструмента ця операція спрощується завдяки тому, що струм пучка може бути функціонально пов'язаний зі струмом електромагнітної лінзи, і в усьому діапазоні струмів пучка його вторинний кросовер не змінюватиме свого положення [14].

З використанням отриманих експериментальних та розрахункових результатів було розроблено спочатку ескізний, а за ним і робочий проєкт електронно-променевої гармати, призначеної для зварювання та споріднених технологій в умовах Місяця [11]. У табл. 1 приведено задані та отримані значення параметрів емісійної системи.

Інформацію про розміри і розташування кросовера (рис. 4) отримуємо шляхом розбудови фазового паралелограма по результатах розрахунків згідно з методикою [15].

При цьому гармата не повинна мати рідинної охолоджувальної системи, як це робиться у

звичайних промислових зварювальних гарматах, хоча, як і в згаданих звичайних гарматах, катод і підігрівач в робочих умовах розжарюються до тієї ж температури 1800 °С (катод з гексобориду лантану) і 2000 °С (вольфрамова спіраль розжарення).

У зв'язку з високими робочими температурами згаданих вище теплонавантажених деталей та вузлів на стадії ескізного проектування було запропоновано виготовляти високовольтний ізолятор та ізолятор швидкозмінного катодного вузла із суцільних заготовок з корунду, які після відливання їх у прес-формах і доробки шліфуванням головних посадкових місць були б конструктивно готовими для сполучення з відповідними деталями гармати (корпусом, деталями швидкозмінного катодного вузла). При цьому в конструкції ізолювальних вузлів не застосовувались будь-які температурно нестійкі матеріали, а тільки корунд і метал (переважно ковар та неіржавіюча сталь або титан).

На етапі розробки робочого проекту було запропоновано збирати головні ізолювальні вузли гармати з найпростіших по формі корундових деталей, таких як кільця та труби. Гармату в цілому скомпоновано з окремих функціональних блоків (рис. 5) [15].

Для роботи гармати в умовах надвисокого навантаження вакууму (10^{-11} Па) на поверхні Місяця її оснащено додатковим вузлом, розташованим на виході з анода. Цей вузол складається з променепроводу, який екранує електронний пучок на всій його протяжності від анода до місця зварювання, та пристрою, за допомогою якого в середину променепроводу подається газ від малогабаритного газового балона (рис. 5). Балон може кріпитися безпосередньо на корпусі гармати або на робочому місці оператора-зварника в затемненій зоні і приєднуватися до променепроводу за допомогою тонкого і легкого шланга. Подача газу з балона може здійснюватися з допомогою інжектора (наприклад типу автомобільного) самим оператором-зварником за допомогою додаткової кнопки на рукоятці зварювального інструмента або кнопкою на виносному пульті керування інструментом, закріпленому поблизу зони проведення робіт.

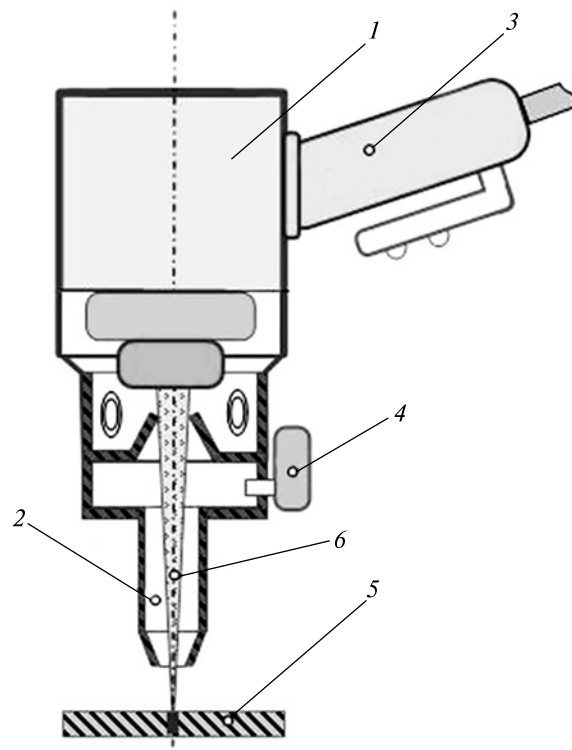


Рис. 5. Конструкція електронно-променевої гармати для зварювання на поверхні Місяця: 1 — гармата, 2 — променепровід-компенсатор просторового заряду пучка, 3 — рукоятка, 4 — система напуску газу в променепровід, 5 — зварюваний виріб, 6 — електронний пучок

Таблиця 1. Параметри емісійної системи

Параметр	Задане значення	Отримане значення
Первеанс, $A/V^{3/2}$	$\leq 0.2 \cdot 10^{-6}$	$0.2 \cdot 10^{-6}$
Потужність пучка, кВт	≥ 2.0	2.5
Щільність потужності в кросвері, кВт/мм ²	≥ 6.0	6.5
Половинний кут збігання пучка в кросвері, рад	$\leq 2 \cdot 10^{-2}$	$1.25 \cdot 10^{-2}$

Розроблена електронно-променева гармата з'єднана з джерелом живлення з допомогою гнучкого високовольтного кабеля. Передбачається швидка автономна зміна катодного вузла (не більш ніж 3.5 хв). Відповідно до прийнятої концепції було створено технічну документацію на електронно-променеву гармату для ручного зварювання на поверхні Місяця.

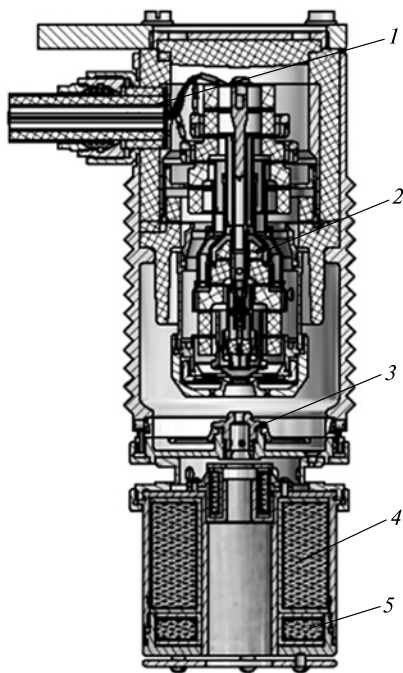


Рис. 6. Поздовжній переріз (А — А) тріодної електронно-променевої гармати з електромагнітним фокусуванням для ручних технологічних робіт в космосі: 1 — високовольне введення, 2 — катодний блок, 3 — анодний блок, 4 — комбінована фокусувальна система, 5 — система відхилення

На рис. 6 показано повздовжній переріз (А — А) тріодної електронно-променевої гармати з електромагнітним фокусуванням для ручних технологічних робіт в космосі.

Загальний вигляд розробленого ручного електронно-променевого інструмента з різною робочою відстанню до зварного з'єднання для технологічних робіт в космічних умовах показано на рис. 7 [10].

Довгофокусна емісійна система завдяки високій ламінарності променя формує кросовер на заданій робочій відстані $L_{\text{роб}} = 100$ мм діаметром 0.6 мм при максимальному струмі променя 250 мА, при цьому максимальна питома потужність променя в кросовері досягає 9 кВт/мм².

ВИСНОВКИ

1. Розроблено нову конструкцію електронно-променевої гармати потужністю 2.5 кВт з при-

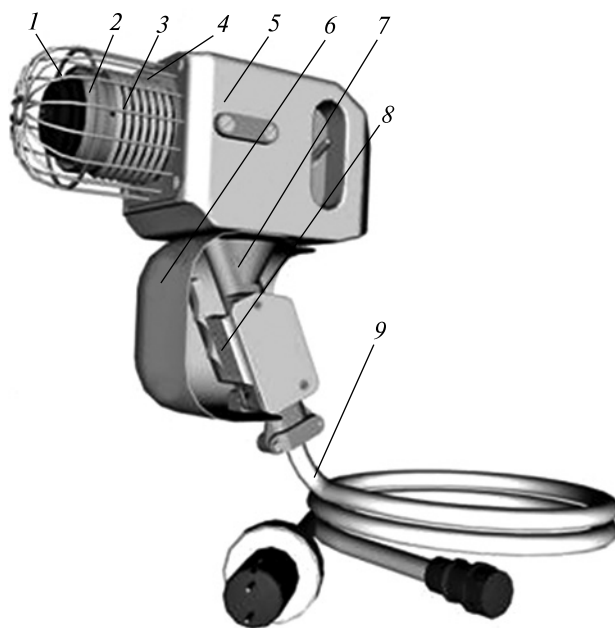


Рис. 7. Загальний вигляд ручного електронно-променевого інструмента для зварювання в умовах космосу [12]: 1 — анодний блок, 2 — катодний блок, 3 — радіатор охолодження, 4 — захисна сітка, 5 — корпус катодного блока, 6 — гарда, 7 — рукоятка, 8 — гашетка, 9 — кабель з високовольним з'єднувачем

скорювальною напругою 10 кВ для зварювання при виконанні ремонтно-відновлювальних робіт в космічних умовах та на поверхні Місяця.

2. Розраховано та спроектовано тріодні емісійні системи, які формують електронний пучок високої якості, достатньої для електронно-променевого зварювання різних металів товщиною 4...6 мм.

3. Експериментальні дослідження зміни вакууму у просторі дрейфу гармати свідчать, що у межах зварювальних параметрів гармати (до 1.5 кВт) при прискорювальній напрузі 10 кВ розподіл парогозового потоку зі зварювальної ванни уздовж осі пучка при зварюванні сплаву АМг6 підкорюється закону косинуса вищого порядку, а погіршення вакууму на осі пучка на робочій відстані 100 мм не перевищує одного порядку при загальному вакуумі у вакуумній камері біля 7 мПа. Це підтверджує необхідність застосу-

вання допоміжних засобів погіршення вакууму у просторі дрейфу пучка для обмеження його розширення в умовах навколишнього вакууму вище 1 мПа.

4. Запропоновано та розроблено варіант конструкцій гармати, в яких розширення електронного пучка при навколишньому вакуумі понад 1 мПа обмежується завдяки локальному погіршенню вакууму на шляху пучка у просторі дрейфу гармати та на її робочій відстані.

5. Завдяки високій якості формування пучка в синтезованій емісійній системі та, як результат, підвищеній щільності струму пучка у місці зварювання (до 9 кВт/мм²) гармата буде спроможна виконувати зварювання та різання алюмінієвих сплавів товщиною до 8 мм.

Дослідження і розробки, описані в роботі, проводилися в рамках Цільової програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2018–2022 рр.

ЛІТЕРАТУРА

1. Акопянц К. С., Зубченко Ю. В. Методика расчета электронно-оптической системы сварочной пушки. *Автомат. сварка*. 1979. № 11. С. 33–36.
2. Воробьев Г. С., Барсук И. В., Дрозденко А. А. Методы формирования и анализа интенсивных пучков электронов в статических электромагнитных полях (обзор). *Журн. нано- и электронной физ.* 2011. 3(3). С. 63–77.
3. Воробьев Г. С., Дрозденко А. А., Пономарев А. Г. Переходное излучение в диагностике высокоинтенсивных электронных пучков. *Харьков. нанотехнологическая Ассамблея*. 2007. № 2. С. 219–223.
4. Зубченко Ю. В., Терновой Е. Г. Разработка новых эмиссионных систем электронно-лучевых пушек для технологических работ в условиях космоса. *Автомат. сварка*. 2015. № 12. С. 38–40.
5. Михайловская Е. С., Шулым В. Ф., Загребельный А. А. Результаты экспериментов по ручной ЭЛС в обитаемой барокамере. *Автомат. сварка*. 2002. № 2. С. 23–27.
6. Никитский В. П., Лапчинский В. Ф., Загребельный А. А., Гавриш С. С., Стесин В. В., Шелягин В. Д. Испытание ручного электронно-лучевого инструмента в открытом космосе. *Космос: Технологии, Материаловедение, Конструкции*: Сб. науч. тр. под. ред. акад. Б. Е. Патона. Киев: ИЭС им. Е. О. Патона НАН Украины, 2000. С. 183–191.
7. Патон Б. Е., Гавриш С. С., Шулым В. Ф., Булацев А. Р. Ручные электронно-лучевые технологические работы в космосе. *Космос: Технологии, Материаловедение, Конструкции*: Сб. науч. тр. под. ред. акад. Б. Е. Патона. Киев: ИЭС им. Е. О. Патона НАН Украины, 2000. С. 191–215.
8. Патон Б. Е., Дудко Д. А., Бернадский В. Н., Лапчинский В. Ф., Загребельный А. А., Стесин В. В., Чалов В. И. Возможности ручной электронно-лучевой сварки в космосе. *Космос: Технологии, Материаловедение, Конструкции*. Сб. науч. тр. под. ред. акад. Б. Е. Патона. Киев: ИЭС им. Е. О. Патона НАН Украины, 2000. С. 179–183.
9. Патон Б. Е., Лапчинский В. Ф. *Сварка и родственные технологии в космосе. Особенности и перспективы*. Киев: Наук. думка, 1998. 182 с.
10. Патон Б. Е., Лобанов Л. М., Аснис Ю. А., Терновий Є. Г., Зубченко Ю. В. Обладнання і технологія для електронно-променевого зварювання в космосі. *Космічна наука і технологія*. 2017. 23, № 4. С. 27–32.
11. *Патент України на винахід № 118896*. Патон Б. Е., Лобанов Л. М., Терновий Є. Г., Зубченко Ю. В. Пристрій для ручного електронно-променевого зварювання і споріднених технологій у відкритому космосі. Опубл. 25.03.2019 р., Бюл. № 6.
12. Agafonov A. V., Bogachenkov V. A., Krastev E. G. High-current electron beam guiding by the creation of profiled plasma channel. *Вопросы атомной науки и техники*. 2004. № 1. С. 35–37.
13. Chunxu L. I., Chengdan H. E., Qijin X. U., JIANG Caiyun, Design of Electrostatic Focusing for Space Electron Beam Welding Gun. *Chinese J. Aeronaut.* 2005. 18(3). P. 256–262. doi: 10.1016/s1000-9361(11)60307-5
14. Lobanov L. M., Asnis E. A., Ternovy Ye. G., et al. Some issues of repairing manned space vehicles in outer space using electron beam welding. *Solid State Phenomena*. 2021. 315. P. 101–105. doi: <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/SSP.315.10>
15. Paton B. E., Lobanov L. M., Naidich Y. U., et al. New electron beam gun for welding in space. *Sci. and Technology of Welding and Joining*. 2019. 24(4). P. 320–326.

REFERENCES

1. Akopyants K. S., Zubchenko Yu. V. (1979). Methodology for calculating the electron-optical system of a welding gun. *Automatic welding*, No 11, 33—36.
2. Vorobyov G. S., Barsuk I. V., Drozdenko A. A. (2011). Methods for the formation and analysis of intense electron beams in static electromagnetic fields (review). *J. Nano- and Electronic phys.*, No 3(3), 63—77.
3. Vorobyov G. S., Drozdenko A. A., Ponomarev A. G. (2007). Transition radiation in the diagnostics of high-intensity electron beams. *Kharkiv Nanotechnological Assembly*, No 2, 219—223.
4. Zubchenko Yu. V., Ternovoy E. G. (2015). Development of new emission systems of electron beam guns for process operations under space conditions. *The Paton Welding J.*, No 12, 34—38. <https://doi.org/10.15407/tpwj2015.12.07>
5. Mikhailovskaya E. S., Shulym V. F., Zagrebelny A. A. (2002). Results of experiments on manual EBW In a manned space simulation test chamber. *Automatic welding*, No 2, 23—27.
6. Nikitsky V. P., Lapchinsky V. F., Zagrebelny A. A., Gavrish S. S., Stesin V. V., Shelyagin V. D. (2000). Testing a hand-held electron beam instrument in outer space. *Space: Technologies, Materials Science, Structures*: Collection of scientific papers. Ed. B. E. Paton. Kyiv: E. O. Paton Electric Welding Institute of National Academy of Sciences of Ukraine, 183—191.
7. Paton B. E., Gavrish S. S., Shulym V. F., Bulatsev A. R. (2000). Manual electron beam technological work in space. *Space: Technologies, Materials Science, Structures*: Collection of scientific papers. Ed. B. E. Paton. Kyiv: E. O. Paton Electric Welding Institute of National Academy of Sciences of Ukraine, 191—215.
8. Paton B. E., Dudko D. A., Bernadsky V. N., Lapchinsky V. F., Zagrebelny A. A., Stesin V. V., Chalov V. I. (2000). Possibilities of manual electron beam welding in space. *Space: Technologies, Materials Science, Structures*: Collection of scientific papers. Ed. B. E. Paton. Kyiv: E. O. Paton Electric Welding Institute of National Academy of Sciences of Ukraine, 179—183.
9. Paton B. E., Lapchinsky V. F. (1998). *Welding and related technologies in space. Features and prospects*. Kyiv: Nauk. Dumka. 182 p.
10. Paton B. E., Lobanov L. M., Asnis Yu. A., Ternovy E. G., Zubchenko Yu. V. (2017). Equipment and technology for electron-beam welding in space. *Space Science and Technology*, **23**(4), 27—32. <https://doi.org/10.15407/knit2017.04.027>
11. *Patent for invention No 118896*. Paton B. E., Lobanov L. M., Ternovy E. G., Zubchenko Yu. V. Device for manual electron-mechanical welding and advanced technologies in open space [in Ukrainian].
12. Agafonov A. V., Bogachenkov V. A., Krastelev E. G. (2004). High-current electron beam guiding by the creation of profiled plasma channel. *Probs Atomic Sci. and Techn.*, No 1, 35—37.
13. Chunxu L. I., Chengdan H. E., Qijin X. U. (2005). JIANG Caiyun, Design of Electrostatic Focusing for Space Electron Beam Welding Gun. *Chinese J Aeronaut.*, **18**(3), 256—262. [https://doi.org/10.1016/s1000-9361\(11\)60307-5](https://doi.org/10.1016/s1000-9361(11)60307-5).
14. Lobanov L. M., Asnis E. A., Ternovy Ye. G., et al. (2021). Some issues of repairing manned space vehicles in outer space using electron beam welding. *Solid State Phenomena*, **315**, 101—105. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/SSP.315.101>
15. Paton B. E., Lobanov L. M., Naidich Y. U., et al. (2019). New electron beam gun for welding in space. *Sci. and Technology of Welding and Joining*, **24**(4), 320—326. <https://doi.org/10.1080/13621718.2018.1534794>

Стаття надійшла до редакції 20.10.2023

Після доопрацювання 30.11.2023

Прийнято до друку 05.12.2023

Received 20.10.2023

Revised 30.11.2023

Accepted 05.12.2023

L. M. Lobanov, deputy. director, Dr. Sci. in Tech., prof., acad. NAS of Ukraine. Honored Worker of Science and Technology of Ukraine (2004), Gold Medal. B. Paton “For outstanding achievements in the creation of innovative scientific and technical developments that have found wide practical use” (2022)

ORCID: 0000-0001-9296-2335

E-mail: office@paton.kiev.ua

N. V. Piskun, Head of the Department of Space Technologies, Dr. Sci. in Tech.

ORCID: 0000-0003-1459-2310

E-mail: nadamova54@gmail.com

Ye. G. Ternovyi, Deputy Head of the Department of Space Technologies

ORCID: 0000-0002-4323-0944

E-mail: ev-geo@ukr.net

S. O. Hlushak, Researcher.

ORCID: 0000-0003-4518-7262

E-mail: electriber@ukr.net

V. A. Kriukov, Leading Design Engineer

E-mail: valesik51@ukr.net

T. M. Kharkivska, Leading Design Engineer

ORCID:0000-0002-2792-265X

E-mail: kharpal@ukr.net

I. I. Statkevich, Researcher.

ORCID: 0000-0001-9403-2123

E-mail: statkevich_igor@ukr.net

V. F. Shulym, Researcher.

ORCID:0000-0001-7795-5831

E-mail: vshulym@gmail.com

V. O. Zakorko, Leading Engineer, Graduate Student

E-mail: vladimir.zakorko@gmail.com

E. O. Paton Electric Welding Institute of the National Academy of Sciences of Ukraine

11 Kazimir Malevich Str., Kyiv, 03150 Ukraine

ELECTRON-BEAM GUN FOR MANUAL ELECTRON-BEAM WELDING IN LUNAR SURFACE CONDITIONS

In recent years, increasing attention in space topics has been paid to the exploration of the Moon. Not the least attention is paid to solving problems related to providing the necessary living conditions for astronauts, with the construction and assembly of a large number of technical devices and structures on site. The operation and development of orbital complexes, as well as the promising tasks of creating structures on the lunar and Martian surfaces, involve the introduction of technologies for the installation and repair of space objects.

When working in open space, there are a large number of operations (first of all, repair and restoration or fixation of fragments of large-sized structures), for which it is difficult and impossible to prepare in advance. In addition, there is a possibility of emergencies that require urgent cutting, welding, or soldering technological operations, in which the process and volume of the operation will be determined by the cosmonaut directly on the spot, where he will be able to assess the volume and method of performing the necessary work. Therefore, the creation of modern electron-beam equipment for manual welding, which will contribute to the extension of the life of space objects and sometimes to the preservation of the lives of crews, is necessary. This equipment must be compact and efficiently perform operations on electron beam welding and related technologies under lunar surface conditions.

The results of manual electron beam welding experiments carried out in open space indicate that the equipment, which was created earlier, makes it possible to weld stainless steels, titanium and aluminum alloys up to 1.5 mm thick. At the same time, the thickness of the material used in the manufacture of shells of manned space vehicles reaches 4...6 mm, and the length of welding seams can reach several meters.

The purpose of this work is to create a new generation of equipment that will solve the problem of welding materials from 4 to 6 mm, which are mainly used in modern aerospace technology.

Keywords: electron-beam welding, equipment for welding, assembly and repair work, equipment for manual electron-beam welding, triode emission system of the gun, electron-optical system of the gun, crossover.

ПАМ'ЯТКА ДЛЯ АВТОРІВ

ЖУРНАЛ «КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ» є визнаним науково-практичним загальноакадемічним виданням в Україні, що висвітлює найширші аспекти космічної діяльності у державі та за кордоном. Журнал розрахований на фахівців у галузі космічної науки і техніки, на тих, хто займається використанням космічних технологій в різних галузях народного господарства, а також на закордонних читачів, які бажають ознайомитися з досягненнями космічної галузі України. У журналі публікуються оглядові та оригінальні статті з різних розділів космічної науки, техніки та технології: історичні, соціальні та організаційні аспекти проблеми дослідження космосу; космічні носії та апарати; системи керування космічними носіями та апаратами; космічний зв'язок та інформаційні системи; дослідження Землі з космосу; космічна фізика (навколоземний космічний простір); космічна астрономія та астрофізика; хімічні, фізичні та біологічні процеси в космосі; космічні конструкції, споруди та матеріали, а також різні повідомлення, звіти та рекламні матеріали.

Авторами та читачами журналу є видні діячі та спеціалісти космічної промисловості, вчені-теоретики та практики, що працюють у галузях космічної фізики, хімії, астрономії, матеріалознавства, машинобудування, навігації, біології тощо. Журнал корисний для науковців, інженерів, аспірантів та студентів вишів, його включено до переліку наукових фахових видань, у яких можуть публікуватися основні результати дисертаційних робіт з фізико-математичних та технічних наук. Редколегія спрямовує зусилля на підвищення рівня висвітлення результатів робіт українських вчених і конструкторів ракетно-космічної техніки у світових наукометричних базах.

Журнал виходить 6 разів на рік. З поточним номером чи архівом за минулі роки, а також правилами оформлення рукописів можна ознайомитися на сайті space-scitechjournal.org.ua

Кожен рукопис рецензується відомими фахівцями відповідної галузі. На основі висновків рецензентів редколегія робить висновок про можливість публікації.

При подачі рукопису автор надсилає у редакцію дві тверді копії оригіналу, електронні копії, направлення на бланку установи та Ліцензійну угоду (бланк угоди є на сайті) на адресу:

вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України

Редакція КНІТ

Рукописи подаються українською або англійською мовою, кожен рукопис супроводжується резюме (українською та англійською мовами, не менш як 1800 знаків кожне). Послідовність подачі матеріалу така:

- Номер УДК
- Ініціали та прізвища авторів, скорочено їхні наукові звання та посади
- Установи, де працюють автори
- Електронні адреси всіх авторів, якщо є
- Назва рукопису
- Резюме мовою рукопису
- Ключові слова мовою рукопису
- Текст рукопису
- Список літератури, упорядкований у алфавітному порядку
- References (див. сайт)
- Резюме англійською мовою. Резюме повинне містити: список авторів, список установ з адресами, де вони працюють, назву рукопису, текст резюме, ключові слова.

Вимоги до набору тесту, формул, таблиць, рисунків та іншого ілюстративного матеріалу є загальноприйнятими та типовими для наукових журналів. Більш детально з принципами оформлення рукопису можна познайомитися на сайті журналу space-scitechjournal.org.ua

Редакція

e-mails: reda@mao.kiev.ua

kfnt-knit@ukr.net

Телефон: 380 44 526 47 63

Факс: 380 44 526 21 47