



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ
НАУК УКРАЇНИ

Том 29
5(144)
2023

SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

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

ЗМІСТ

Космічні апарати і корисне навантаження

Pylypenko O. V., Khoroshylov S. V., Nikolayev D. O. Development of vibration protection systems of spacecraft — state of the art and perspectives 3

Динаміка та управління космічними апаратами

Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Tiagur V. M., Vasylykova I. O., Kolobrodov M. S. Ймовірність розрізнення цілі контрастно обмеженою тепловізійною системою безпілота 20

Vambol O. O., Kaluzhynov I. V., Barakhov K. P., Kondratyev A. V. Огляд і аналіз сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів . . . 33

Космічні матеріали та технології

Yurkov B. V., Petrenko O. M., Asmolovskiy S. Yu., Voronovskiy D. K., Kulagin S. M. Підвищення точності перерахунку витрат модельного газу (Ar) у витрати ксенону при використанні капілярних дротів у системах подачі робочої речовини ЕРДУ 51

Науки про життя в космосі

Krisanova N. V., Dudarenko M. V., Pastukhov A. O., Sivko R. V., Kalynovska L. M., Driuk M. M., Nazarova A. G., Gutich I. I., Shliakhoviy V. V., Pozdnyakova N. G. Оцінка потенційної нейроактивності у нервових терміналях головного мозку компонента планетарного пилу фулерену C60 60

CONTENTS

Spacecrafts and Payloads

Pylypenko O. V., Khoroshylov S. V., Nikolayev D. O. Development of vibration protection systems of spacecraft — state of the art and perspectives 3

Spacecraft Dynamics and Control

Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Tiagur V. M., Vasylykova I. O., Kolobrodov M. S. Probability of target discrimination by the contrast-limited thermal vision system of a UAV 20

Vambol O. O., Kaluzhynov I. V., Barakhov K. P., Kondratyev A. V. A review and analysis of existing guided precision airdrop systems 33

Space Materials and Technologies

Yurkov B., Petrenko O., Asmolovskiy S., Voronovskiy D., Kulagin S. Increasing the conversion accuracy of model gas (Ar) consumption into xenon consumption when using capillary tubes in the working substance feed systems of electric propulsion 51

Space Life Sciences

Krisanova N. V., Dudarenko M. V., Pastukhov A. O., Sivko R. V., Kalynovska L. M., Driuk M. M., Nazarova A. G., Gutich I. I., Shliakhoviy V. V., Pozdnyakova N. G. Evaluation of the potential neuroactivity in the brain nerve terminals of the C60 fullerene planetary dust component. 60

Астрономія й астрофізика

Козак П. М., Лук'яник І. В., Козак Л. В., Стеля О. Б. Використання геодезичної, геоцентричної та топоцентричних систем координат у метеорній астрономії та суміжних задачах 69

Shatokhina S. V., Relke H., Yizhakevych O. M., Andruk V. M., Mullo-Abdolov A. Sh. Asteroid positions based on the Dushanbe part of the FON project observations 79

Kompaniets O. V. Multiwavelength properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei modelled with CIGALE 88

Космічна навігація та зв'язок

Bykov V., Osinovyj G., Kozis K. Methods of active and passive electronic protection small ground objects from radiometric millimeter detection systems 99

Історія космічних досліджень

До 60-річчя М. О. Мітрахова 106

Astronomy and Astrophysics

Kozak P. M., Luk'yanyk I. V., Kozak L. V., Stelya O. B. Improving the use of geodetic, geocentric, and topocentric coordinate systems in meteor astronomy and related tasks 69

Shatokhina S. V., Relke H., Yizhakevych O. M., Andruk V. M., Mullo-Abdolov A. Sh. Asteroid positions based on the Dushanbe part of the FON project observations 79

Kompaniets O. V. Multiwavelength properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei modelled with CIGALE 88

Space Navigation and Communication

Bykov V., Osinovyj G., Kozis K. Methods of active and passive electronic protection small ground objects from radiometric millimeter detection systems 99

History of Space Research

To the 60th anniversary of Mukola O. Mitrakhov 106

На першій сторінці обкладинки — Залежність $O-C$ положень астероїдів від швидкості зміни координат (див. статтю Shatokhina S. V., Relke H., Yizhakevych O. M., Andruk V. M., Mullo-Abdolov A. Sh. Asteroid positions based on the Dushanbe part of the FON project observations, P. 79—87)

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 13.11.2023. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 11,13. Обл.-вид. арк. 11,39. Тираж 50 прим. Зам. № 7091.

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/knit2023.05.003>
UDC 629.7.02

O. V. PYLYPENKO, Director, Head of Department, Academician of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dr. Sci. in Tech., Professor, Corresponding Member of the IAA, Honored Worker of Science and Technology of Ukraine, Winner of State Awards in Science and Technology of Ukraine and M. K. Yangel Prize of the National Academy of Sciences of Ukraine

ORCID.org/0000-0002-7583-4072

S. V. KHOROSHYLOV, Leading Researcher (staff), Dr. Sci. in Tech., Professor

ORCID.org/0000-0001-7648-4791

D. O. NIKOLAYEV, Postgraduate Student

ORCID.org/0000-0001-5570-6041

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

DEVELOPMENT OF VIBRATION PROTECTION SYSTEMS OF SPACECRAFT — STATE OF THE ART AND PERSPECTIVES

Vibration loads on the launch vehicle and spacecraft can reach a high level, leading to abnormal and emergency situations. Therefore, the spacecraft structure must not only support the payload and subsystems of the spacecraft but also have sufficient strength and rigidity to exclude any emergencies (damage, destruction, unwanted deformations of the structure, failure and failure of instruments and equipment) that may interfere with the success of the mission. The article aims to analyze the state of research on the design of vibration protection systems for spacecraft launched into working orbits by modern launch vehicles. The results of this analysis will contribute to the development of fundamental schemes of vibration protection systems and methods for effectively suppressing spacecraft spatial vibrations.

It is shown that the development of new promising vibration protection systems will take place in the following directions: increasing the frequency range and damping parameters of the dynamic coupled system of “spacecraft and vibration isolation system”; changing approach to vibration suppression of the entire spacecraft (as a whole unit) to setting up the system for damping individual (the most responsible and vibration-sensitive) spacecraft; the use of the spacecraft active vibration suppression system in combination with a passive vibration protection system; use of schematic diagrams of spacecraft vibration protection systems with the introduction of hydraulic, electromagnetic and mechanical functional elements in order to increase the efficiency of vibration isolation systems; active suppression of random vibrations in outer space during the operation of various spacecraft systems (due to disturbances from engines of orbit correction systems, etc.); using the adapter structure to perform the functions of a passive vibration protection system of the spacecraft.

Keywords: spacecraft safety; launch environment; vibration loads; launch vehicles; acoustics; random vibration; vibration isolation; control system algorithms; space flight, liquid rockets.

Цитування: Pylypenko O. V., Khoroshylov S. V., Nikolayev D. O. Development of vibration protection systems of spacecraft — state of the art and perspectives. *Space Science and Technology*. 2023. 29, № 5 (144). P. 3—19. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.003>

© 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/>)

1. INTRODUCTION

The global space engineering field's operations were drastically altered with the beginning of the New Space paradigm. The New Space requires commercialization, which leads to changing the central driving role from government-funded organizations to privately owned ones. As SpaceX and many other private companies have proved, getting the commercial value to push more investment into the space sector requires more efficient and cheaper designing and development processes [29].

Higher mobile Internet speed or improvement in the harvest prediction quality has its own cost, which depends on the delivery cost of the satellite to orbit. Reducing the cost by launching multiple small satellites together is the way the space industry goes. More satellites per launch decrease the cost of spacecraft delivery to orbit. However, different factors block the progress here, and the satellites/spacecraft's structure and ability to handle dynamic loads during the launch phase is one of them.

The active phase of the flight of launch vehicles (LV) is characterized by the development of various kinds of vibrations of the LV structure, which are

transmitted through its interface to the spacecraft (SC). Due to various reasons, these vibrations appear in the low and high-frequency ranges. Vibration is a harmful factor both for its source (i.e., mainly for the rocket propulsion system itself) and for the object of application of the force action — the launch vehicle body, which includes a spacecraft launched into working orbits with complex, expensive instruments and sensitive to vibrations by equipment [13]. Vibration loads on the structure of the launch vehicle and spacecraft can reach a high level and lead to abnormalities and emergencies [4, 13]. Therefore, the structure of a spacecraft with an adapter must not only support the payload and subsystems of the spacecraft but also have sufficient strength and rigidity to exclude any emergencies (damage, destruction, unwanted deformations of the structure, failure and failure of instruments, and equipment) that may interfere with success missions. Furthermore, the spacecraft must resist the actual action of all vibration loads. Therefore, its structure, components, and measuring instruments must be designed so that vibration indicators are minimal in a wide frequency range [12, 21, 27, 46, 47].

Maintaining the operability and operational characteristics of various spacecraft systems [15, 20, 30, 39, 48] during their launch into a working orbit and during their operation in orbit is no less difficult design task in comparison with the task of ensuring the integrity and strength of the spacecraft.

Moreover, when a spacecraft moves along an orbit in zero gravity (due to the low level of dissipative forces), disturbances from the operation of rocket systems (for example, from engines of spacecraft motion correction systems) can lead to the development of long-term oscillatory movements of optical cameras and spatial modules of solar batteries. When a satellite is in orbit, micro-vibration generated by its actuators (such as the launch and operation of orbit correction system engines, deployable mechanisms, and other factors) will affect the imaging quality of the camera [15]. Such oscillatory elements of the spacecraft are subject to damping by artificially introducing dissipation into the vibration isolation system. The isolation system active type KA can effectively reduce the reaction wheel micro-vibrations on the camera and subsequently increase the image quality [23].

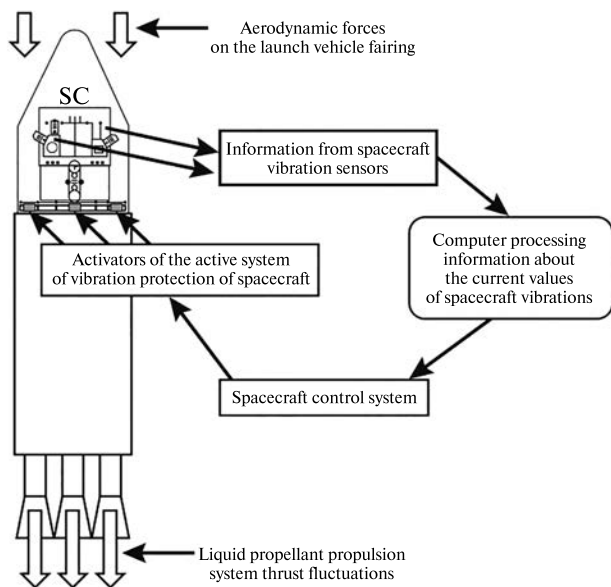


Figure 1. Interaction of functional modules of the spacecraft vibration isolation system with the launch vehicle control system

Spacecraft vibration protection systems are undoubtedly necessary in a critical case when, based on the results of ground tests of the spacecraft (taking into account the forecasts of dynamic vibration accelerations of the rocket), the spacecraft designers concluded that it is impossible to meet the requirements for the spacecraft in terms of strength standards [1, 2, 26, 39].

In the theory of vibration protection systems (see, for example, [14, 19, 24, 42]), methods and means of protection against vibration are classified. By this classification, methods that reduce vibration transmission by using additional devices built into the structure of machines and building structures are divided according to the principle of their action: vibration isolation methods and vibration damping methods. Using an additional energy source, vibration isolation methods are divided into passive vibration isolation methods and active vibration isolation methods. According to the type of dynamic impact, they are divided into methods of power vibration isolation and kinematic vibration isolation [23]. Finally, according to the principle of operation, vibration dampers are classified into shock vibration dampers, dynamic vibration dampers, spring pendulum, eccentric, hydraulic, and others.

Modern launch vehicles, as a rule, launch several dozen spacecraft of various types into working orbits (in particular, a record number of 149 low-mass spacecraft were simultaneously launched by the Indian launch vehicle PSLV [32]). Such spacecraft are attached to a specially designed adapter (dispenser). The vibration amplitudes of a particular spacecraft will also depend on the mechanical characteristics of the dispenser and the parameters of the fastening of the spacecraft. Thrust oscillations of launch vehicle engines, leading to spacecraft vibrations, can also often be difficult to predict in terms of amplitudes and frequencies of oscillations, depending on the launch conditions of the launch vehicle, and may differ from the experimental values recorded in bench tests [2, 3, 8, 33, 35].

Under these conditions, it is advisable to use active (or semi-active) means of suppressing vibrations of the spacecraft (for example, the active vibration isolation system of the Chinese launch vehicle [43], the vibration isolation system of the Arian-5 launch

vehicle [37]), in which the vibration parameters of specific spacecraft during the flight of the launch vehicle are processed (analyzed using specially developed computer algorithms) in the launch vehicle control system and then transferred to the activators of the vibration isolation system of the spacecraft, i.e., the vibration isolation system is actively tuned to the parameters required at the moment. Fig. 1 shows a schematic diagram of the interaction of functional modules of such a vibration isolation system with spacecraft vehicle systems.

The article aims to analyze the state of research on the design of vibration protection systems for spacecraft launched into working orbits by modern launch vehicles. The results of this analysis will contribute to the development of fundamental schemes of vibration protection systems and methods for effectively suppressing spacecraft spatial vibrations.

2. FLIGHT DYNAMIC LOADS FROM THE SIDE OF THE MODERN LAUNCH VEHICLES FOR THE DESIGN AND EXPERIMENTAL TESTING OF SPACECRAFT

When choosing the parameters and developing the vibration protection system, they primarily rely on the data of flight tests of the launch vehicle, based on which the acting loads on the spacecraft are determined [1, 39] during the launch and flight of the launch vehicle, on the results of numerous vibration tests of the spacecraft on unique stands [13, 26, 29]. When processing the vibration protection system, it must be taken into account that during ground tests of the spacecraft, the dynamic characteristics of the system with the spacecraft are almost impossible to fully reproduce since the dissipative forces and surface tension forces realized in flight under microgravity conditions will be somewhat different than under the conditions of the earth gravity [3].

High levels of vibrations of the structure of the launch vehicle with the spacecraft are usually recorded during the launch of the launch vehicle, the start and stop of its engines, the separation of stages, the separation of the ejected compartments, tanks, and associated payloads, during transient processes associated with a change in the engine operating mode (Fig. 2 shows an example the longitudinal components of vibration accelerations of the launch vehicle).

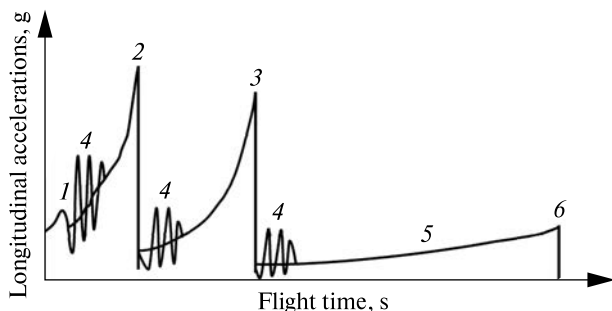


Figure 2. Representation of the dependence of the longitudinal accelerations of the spacecraft structure on the flight time of the launch vehicle, recorded in the low-frequency range in steady and transient modes during its launch by a three-stage launch vehicle with a rocket engine (1, 2 — start and stop the propulsion system of the first stage of the launch vehicle, 3 — stop the operation of the propulsion system of the second stage of the launch vehicle, 4 — transient processes, 5 — site of active flight of a launch vehicle with a working propulsion system of the third stage)

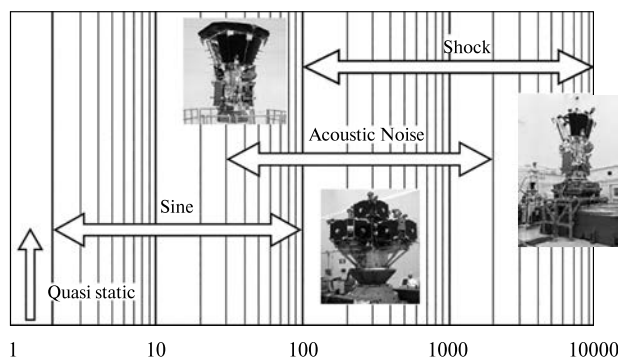


Figure 3. Quasi-static and dynamic loads acting on the spacecraft during its launch into an orbit in various frequency ranges and implemented during vibration testing of spacecraft of various types and masses

During the launch and flight of the launch vehicle, the following dynamic and static loads act on the spacecraft [12]:

- quasi-static overloads (during liftoff and launch into orbit),
- harmonic (quasi-harmonic) vibrations during transient processes (when launching into orbit),
- random vibrations caused by oscillations of an irregular nature (while launching into orbit),
- acoustic loads (when launching into orbit),

- shock loads (shocks) — impulsive vibration impacts caused by the effects of shock waves arising from the operation of pyrotechnic devices (during the separation of the fairing and the third stage, during the separation of the spacecraft from the launch vehicle).

The cause of spacecraft vibrations can also be longitudinal vibrations of a liquid launch vehicle (POGO) [33, 34] or pressure oscillations in a solid rocket engine [8], oscillations of the free surface of the liquid in the fuel tanks of a liquid launch vehicle [12], the action of pyrotechnic systems [17, 35], wind action, turbulent disturbances, and aerodynamic forces during the flight of a launch vehicle in dense layers of the atmosphere [13].

The vibration levels of a spacecraft during its launch into a working orbit [20, 39, 46] are mainly determined in several frequency ranges (Fig. 3):

- a) vibrations of the launch vehicle structure during transient processes (with frequencies less than 80 Hz) due to changes in the parameters of the working processes in the rocket engine,
- b) random vibrations and acoustic loads — with frequencies from 20 to 2000 Hz,
- c) shock loads — vibrations with frequencies from 100 to 10000 Hz due to the pyrotechnic effects of shock waves.

Vibration loads during transient processes (during launch, a transition from one propulsion system (PS) thrust mode to another, engine shutdown, stage decoupling) are decisive for the design of the main power structures of the spacecraft: elements of the spacecraft to be withdrawn, supports, solar panels, and antennas, fixtures for measuring instruments and others. In addition, random vibration loads drive the design of lightweight spacecraft structures such as antennas and solar panels. Finally, the shock load impact amount is essential for the design of electronic components and instrumentation.

The basis for calculating the structure of the spacecraft [3, 20, 39] is the determination of the static and dynamic loads acting on the spacecraft during the flight of the launch vehicle, the design verification, and the experimental testing of strength. At the same time, optimizing the spacecraft should also reduce its size and cost.

Typical technical requirements for the spacecraft structure relate to the following items [46]:

- structural strength,
- stiffness,
- mass properties,
- dynamic characteristics of the structure,
- the range of vibration accelerations and displacements of spacecraft structural elements in the longitudinal and transverse directions (dynamic envelope [42]),
- damping,
- interface (connection of the spacecraft with the launch vehicle).

The strength of the spacecraft structure is confirmed by the conclusion on static strength, made based on the results of static tests, and the conclusion on vibration strength, based on the results of dynamic tests [4, 7, 9].

According to [4, 13], the development of the spacecraft vibration strength is carried out by its dynamic tests at various levels of filling the tanks with propellants (or its simulators), as well as admissible (in terms of testing safety) pressurization. Vibration tests are carried out on the complete spacecraft or its compartments and units, equipped with standard on-board systems, instruments, and units (or their overall mass models). As a margin of safety, it is advisable to test the spacecraft for a combination of maximum loads [45].

Vibro-strength tests of the spacecraft for flight loading cases are carried out for harmonic vibration (in the frequency range from 5 to 20 Hz) and random vibration (in the frequency range from 20 to 2000 Hz) [13, 46]. Equivalent harmonic vibration tests may replace random vibration tests. If spacecraft acoustic tests are provided, vibration strength tests are carried out only for harmonic vibration at frequencies up to 100 Hz.

In order to determine the resonant frequencies of the spacecraft and its components, as well as to confirm the safety of the structure during vibration strength tests (an essential criterion for safety is the absence of a shift in the resonant frequencies of the spacecraft structure relative to their original position), before and after vibration strength tests, tests are carried out to determine the amplitude-frequency characteristics spacecraft (i.e., the SC is loaded with harmonic vibration of a trim level). These resonant frequencies (natural frequencies of the spacecraft) must be within the appropriate frequency range to

prevent dynamic coupling with main excitation frequencies.

The spacecraft's rigidity, dissipative and mass characteristics determine its natural oscillation frequencies. The values of these parameters are interrelated: giving the structure additional rigidity increases its strength but, at the same time, increases its weight and natural frequencies. In this regard, the choice of the values of these parameters results from a complex compromise solution: the rigidity of the spacecraft structure must be sufficient to provide the necessary strength but not too high to not lead to a significant increase in the mass of the spacecraft. At the same time, the rigidity of the spacecraft must ensure a particular localization of the dominant natural frequencies of the spacecraft, such that these frequencies are outside the ranges in which the main excitation frequencies are located (in particular, the frequencies of POGO oscillations of a liquid launch vehicle). As for the damping parameters of the spacecraft structure, their values are determined based on the results of experimental studies of the developed spacecraft or its prototypes. In the absence of experimental data, the relative damping is assumed to be equal to the level of weakly damped systems, i.e., from 0.01 to 0.02 (or 1–2 % of a critical value of the damping factor).

3. THE STATE OF DEVELOPMENT OF VIBRATION PROTECTION SYSTEMS FOR SPACECRAFT LAUNCHED INTO WORKING ORBITS BY MODERN LAUNCH VEHICLES

For spacecraft vibration isolation, several developed vibration protection systems (for example, [6, 37, 43, 47, 48]) are currently designed and offered in the space services market. They use various workflow management systems in vibration protection systems. Let us consider the primarily developed spacecraft vibration isolation systems, which are interesting for their design solutions and have characteristics verified by experimental data.

3.1. Active vibration isolation systems. The papers [43, 44] present an active vibration isolation system WSVI of a spacecraft, which is installed between the adapter and the spacecraft to prevent damage to the spacecraft during the launch of the spacecraft into orbit. The WSVI system consists of support leaf springs (Fig. 4), coil motors (VCM), and actuator supports

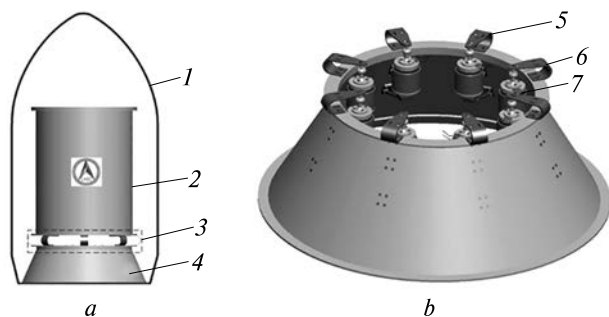


Figure 4. The layout diagram of the WSVI system (*a*: 1 – fairing, 2 – spacecraft, 3 – WSVI system, 4 – adaptor) and the layout of the supporting leaf springs on the KA adaptor (*b*: 5 – supporting leaf spring, 6 – VCM, 7 – support)

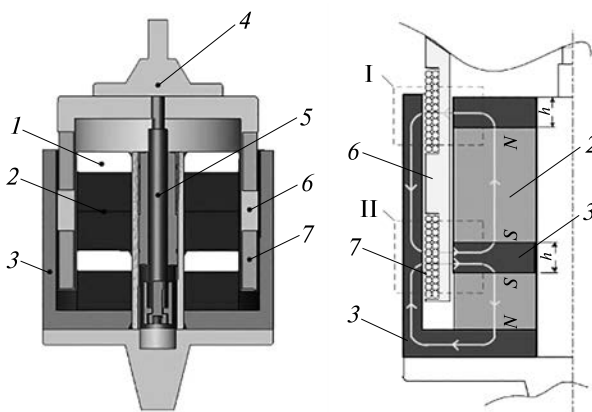


Figure 5. Schematic diagram of solenoid coil motors (VCM) and actuator supports of the WSVI system (1 – soft iron, 2 – magnet, 3 – steel, 4 – mover, 5 – liner bearing, 6 – coil support, 7 – coil)

(Fig. 5). Based on the electromagnetism theorem, the VCM electromagnetic drive was converted into a viscous damper (Fig. 5). In the actuator, the particular shape and configuration of the permanent steel magnet contribute to the formation of a regular magnetic field, where the magnetic field line mainly passes through sections I and II (Fig. 5) when crossing the air gap. Furthermore, magnetic steel with high magnetic permeability restrains the magnetic field line's spread, preventing its divergence.

The insulation performance of the WSVI system has been verified through simulation and experiment. The authors created a dynamic WSVI device model to evaluate system performance. The dynamic

characteristics and responses to external excitation of a spacecraft with a WSVI installed on it are studied.

On an experimental device, frequency-varying sinusoidal vibration tests were carried out in both transverse and longitudinal directions to determine the insulation performance of the proposed WSVI system. As a result of the experimental study, it was determined that in the case of a lateral experiment, the amplitude at the resonance peak significantly decreased from 29.15 to 11.23 m/s². On the other hand, in the case of a longitudinal experiment, the response at the system's resonant frequency decreases from 88.88 to 27.46 m/s² due to the contribution of electromagnetic damping.

The designed WSVI device takes up little space, is light in weight, and also satisfies the design requirements for vibration isolation without changing the design of the payload adapter fitting. In addition, the test results show that the new WSVI device can significantly reduce the amplitude of the spacecraft vibration response, which is suitable for suppressing spacecraft vibration.

It should be noted that even in the last century, the concept of using magnetohydrodynamic (MHD) effects [36] was proposed in the problems of orientation and stabilization of rotating spacecraft with elastic elements such as whip antennas and solar batteries and with tanks partially filled with propellant components. The proposed MHD element in the form of a torus with a highly electrically conductive magnetized fluid, being included in the spacecraft attitude control loop, opens up the possibility of creating hingeless (unlike flywheel systems and gyroscopes) systems of uniaxial orientation that do not require the expenditure of a working fluid. Fundamentally close to those described above are the design solutions proposed by the author of this direction for suppressing spacecraft vibrations caused by POGO vibrations of a liquid rocket.

In the work (Fei et al. [10]), the authors explored an active technology for vibration isolation of an entire spacecraft based on predictive control during a launch vehicle flight. Fig. 6 is a schematic diagram of the active control of the system. Considering the rocket design's special conditions, a pneumatic-type vibration isolation system is used here. Furthermore, to improve the dynamic performance of the isolation

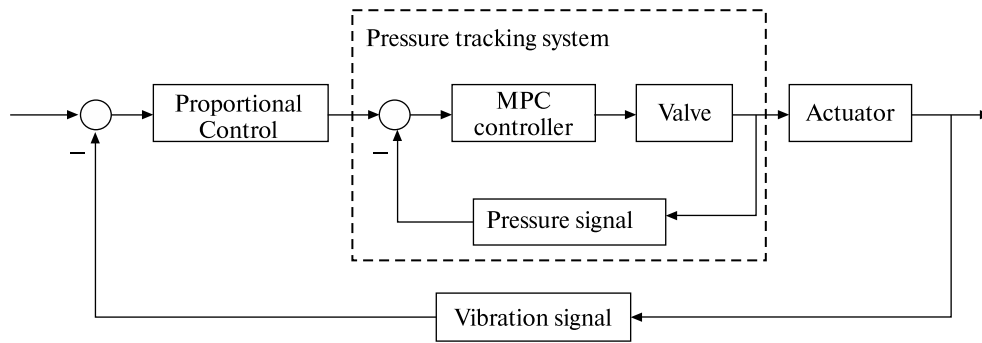


Figure 6. Schematic diagram of the active control of the spacecraft vibration isolation system

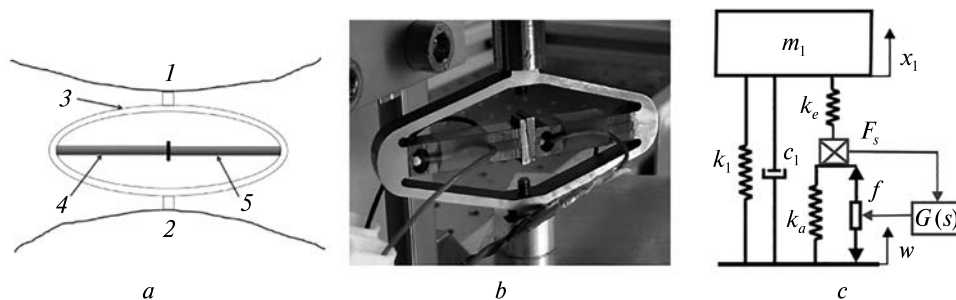


Figure 7. From left to right: *a* — the concept of an active isolator (1 — payload, 2 — launcher, 3 — metallic suspension, 4 — force transducer, 5 — piezoelectric actuator); *b* — image of an APA 100 M linear piezoelectric actuator from Cedrat Technologies used for experiments (one piezoelectric unit is used as a force sensor and the other as an actuator); *c* — simplified model of one degree of freedom payload mounted on such an insulator

system, a cascade control with a two-loop structure and a predictive control algorithm for monitoring the pressure in the internal loop of the system are proposed. The developed pneumatic servo system demonstrated strong non-linearity. Moreover, to solve this problem, this paper proposes and applies the method of multi-model control in combination with the MPC (model predictive control) model, where the piecewise linear models on which the controllers are built are obtained by integrating models with data at operating points. Furthermore, a strategy for switching to the lead is proposed to increase the tracking speed, the feasibility and effectiveness of which have been proven experimentally. In addition, by “resetting” the forecast horizon and weight matrices of the MPC algorithm, the impact of a significant time delay caused by a long pipeline on the performance of the control system is effectively suppressed. These

recently proposed approaches significantly improve pressure-tracking performance. Thus, with this design, real-time monitoring of system pressure can be guaranteed, and, therefore, the authors believe that the active control system can operate in a higher frequency range.

In [41], A. Souleille et al. showed that installing passive spacecraft vibration isolators could harm the amplification of the spacecraft’s low-frequency oscillatory movements due to suspension resonances. This paper introduces a new concept of active attachment for aerospace cargo (see Fig. 7 for an active insulator concept). Although the mount is easy to install on the launch vehicle for spacecraft vibration isolation, it serves two purposes.

The first goal is a high level of damping of both suspension dynamics resonances and system elasticity resonances without compromising the isolation

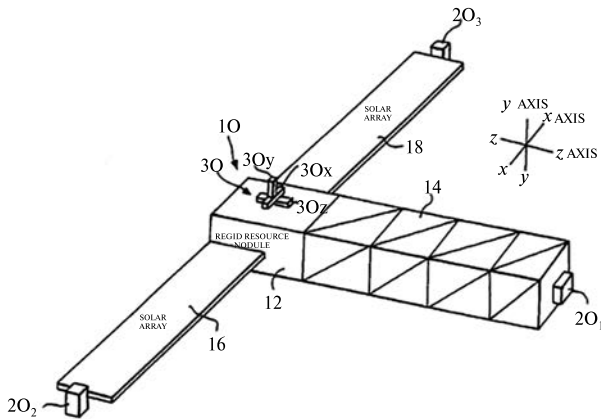


Figure 8. Schematic diagram of the active vibration damping system of the space platform

and large stability margins of the closed-loop system due to the co-location of the actuator and sensor. The second is a broadband reduction in the dynamic force transmitted to the payload, achieved at 16 dB. The presented concept was investigated numerically and experimentally on an insulator with one degree of freedom. A commercial insulator was chosen for the demonstration. Experimental testing on test benches with multiple degrees of freedom has shown that force feedback can dampen both suspended and elastic modes (the first and second modes, respectively) and significantly reduce the transmitted force in some wide frequency ranges.

A space platform's active vibration damping system, presented by Joseph V. Fedor in a US patent [9], is proposed for oscillatory movements while bending in two orthogonal directions. During torsion of flexible ends of the platform in each of three mutually perpendicular axes (the principle diagram of the active system operation is presented in Fig. 8). The system components for each axis include an accelerometer, a signal filtering and processing device, and a DC motor.

The torque of the motor, when driven by a voltage proportional to the relative speed of the vibrating tip, generates a reactive torque to counteract and, therefore, damp vibration at a certain modal velocity. Thus, with a single sensor/actuator pair, it is intended to damp several vibration modes. Furthermore, when a three-axis damper is located on each of the main

platform ledges, all kinds of vibrations of the system can be effectively damped.

Samuel W. Sirlin [40] notes that the guidance requirements for space science payloads will become increasingly stringent. However, for cost-effectiveness reasons, the trend will move away from free-flying single payload spacecraft towards large multipurpose spacecraft. In the face of such a demanding dynamic environment, future space stations will host attached payloads, some of whose guidance requirements approach those of free-flying space telescopes. This publication describes the developed finite element model of the active soft attachment of the spacecraft, which is controlled based on a piezoelectric polymer polyvinylidene fluoride. The model includes geometric nonlinearities associated with the possibility of a large deflection of the soft mount. This model is combined with a simple space station model, and then simulations are performed in both linear frequency and time domains. The possibilities of broadband interference suppression are demonstrated in the frequency domain and the nominal mode.

The study [49] presents a new active variable vibration isolator (AVS-VI) used as a vibration isolation device to reduce excessive vibration of the entire spacecraft isolation system. The AVS-VI consists of a horizontal spring, a positive spring, a parallelogram linkage, a piezoelectric actuator, an acceleration sensor, viscoelastic damping, and an active PID controller. Based on AVS-VI, the generalized vibration transmissibility, determined by the non-linear output frequency characteristics and energy absorption coefficient, is applied to analyze the isolation characteristics of the entire spacecraft system using AVS-VI. AVS-VI can perform variable severity adaptive vibration suppression for the entire spacecraft system, and the analysis results show that AVS-VI effectively reduces the extravagant vibration of the entire spacecraft system, where vibration isolation is reduced to more than 65 % under various acceleration excitations. Finally, various AVS-VI parameters are considered to optimize the entire spacecraft system based on the generalized vibration transfer and energy absorption rate.

The right software for active vibration control is crucial as it affects the system's overall performance, including sensors and actuators' optimal utiliza-

tion, without compromising any other mechanical or structural parameters. Modern software platforms are essential in designing and implementing active vibration control systems. The main functions of these software platforms are simulation and modeling, controller design, real-time control and system monitoring [28].

3.2. Semi-active vibration isolation systems. A study by Behzad Jafari [18] aims to analyze the feasibility of implementing a semi-active system instead of a passive one and compare its potential benefits in attenuating the transmission to sensitive spacecraft components during the launch phase.

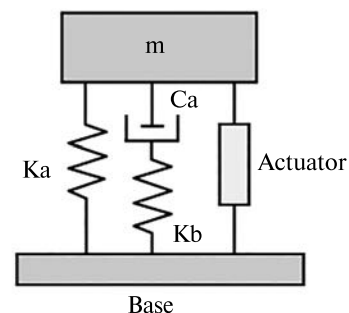
First, a passive system was studied, and a technique for optimizing the design in the frequency and time domains was formulated. The optimized passive system is then used as the basis for comparing the performance of the active system.

Semi-active control strategies based on Skyhook (SH) and combined damping control (Skyhook and Acceleration Driven Damping, SH-ADD) have been used to control the damping of the insulator between the spacecraft and launch vehicle to dampen vibration. The results showed that the semi-active system has a significant advantage over the passive system in attenuating vibrations when the excitations are harmonic or narrowband. However, the results were not as promising with random broadband excitation (which is a realistic model of the excitations a spacecraft experiences during launch). This calls into question the practical effectiveness of using a semi-active system in the entire spacecraft vibration isolation system. Further research work with experimental tests is needed to test whether semi-active systems can have practical applications in the entire spacecraft insulation system.

R. G. Cobb [7] describes the design and field testing of a Vibration Isolation and Suppression System (VISS) that can be used to isolate precision payloads from spacecraft interference.

VISS uses six hybrid isolation struts in a hexapod configuration. The centerpiece of this concept is a new hybrid drive concept that provides both passive isolation and active damping (Fig. 9). Passive isolation is provided by the flight-proven D-shaped design. An active voice coil system complements the passive design. The active system is used to im-

Figure 9. Schematic diagram of the Semi-Active Isolation and Vibration Suppression System (VISS)



prove the performance of the passive isolation system at lower frequencies and provide payload control capability.

3.3. Passive (without feedback from the launch vehicle control system) spacecraft vibration protection systems. The passive vibration isolating system includes the pneumatic vibration protection system of the spacecraft [30, 31]. The pneumatic system protects the spacecraft from longitudinal vibration loads during its launch into working orbits. The main component of the vibration protection system is the elastic-dissipative module. In addition, guide elements are used to ensure one-dimensional movement of the vibration protection system structure along the longitudinal axis of the launch vehicle.

Mathematical modeling of the low-frequency dynamics of the vibration protection system with spacecraft has been performed. It is shown that the installation of a vibration protection system between the upper stage of the launch vehicle and the spacecraft provides a reduction in the level of longitudinal vibration loads on the spacecraft in the frequency range from 5 to 100 Hz by a factor of two or more, which meets the requirements set by the spacecraft developers. Fig.10 contains the results of mathematical modeling of longitudinal vibration accelerations of spacecraft of various masses during launch and flight of the launch vehicle (during the operation of the propulsion system of the first stage), obtained using experimentally confirmed models of the dynamics of vibration protection modules of the spacecraft (where z is the amplitude of the coordinate of the center of mass of the spacecraft, q is the amplitude of the base coordinate vibration protection module during its harmonic excitation). As follows from the figure, installing this spacecraft vibration protection system on this launch

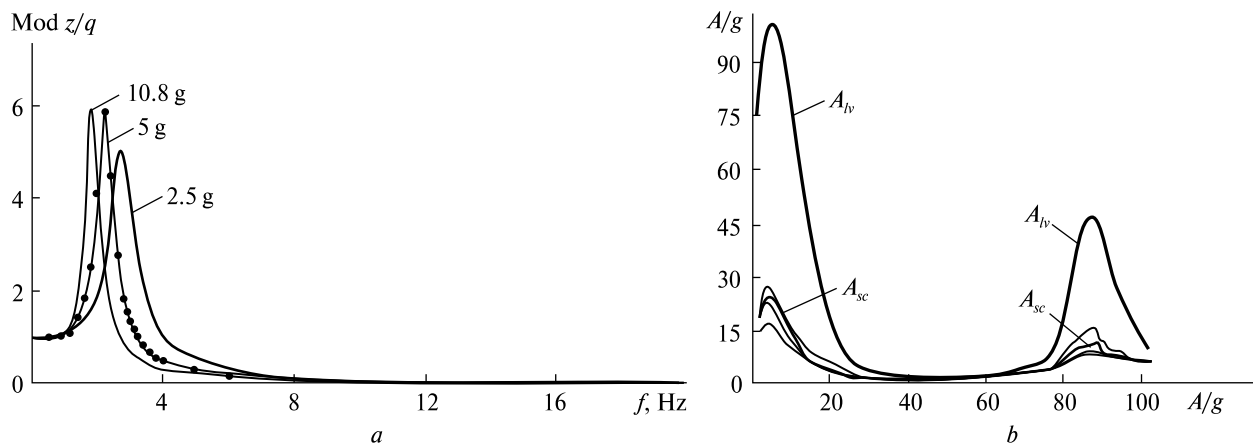


Figure 10. Gain coefficients (a) of the elastic-dissipative module of the vibration protection system in terms of displacement z/q at various static overloads of the spacecraft (10.8g, 5.0g, 2.5g) and the results (b) of determining the calculated maximum level of spacecraft vibration loads during launch and LV flight (A_{iv} is the upper envelope of vibration accelerations in the section of the upper frame of the LV structure, A_{sc} is the upper envelope of vibration accelerations in the section of the center of mass of the spacecraft for spacecraft masses of 4000, 2500, 1200, 400 kg)

vehicle reduces the maximum level of spacecraft vibration loads by three or more times.

Given the efficiency of this passive vibration protection system, its use will significantly expand the possibilities of launching spacecraft for various purposes into working orbits and increase the competitiveness of launch vehicles with a vibration protection system in the global space services market.

Based on research by Park et al. [29], a triaxial passive launch vibration isolation system based on shape memory alloy (SMA) technology was developed to significantly attenuate launch dynamic loads transmitted to small-weight spacecraft. This provides excellent damping performance with super-elastic SMA blades reinforced with multi-layered thin plates with viscous lamellar adhesive layers of acrylic tape (Fig. 11).

The main characteristics of the proposed insulation system with different amounts of viscoelastic laminates were obtained from a static load test. In addition, the performance of the design has been validated under start-up conditions simulating sine and random vibration tests.

The design of systems with passive isolation is often carried out “on one axis”, while the performance requirements have several degrees of freedom for most applications. [16] performed a six-by-six channel

gain optimization that required a deep understanding of the underlying system perturbations, payload performance needs, envelope constraints, and mass/cost weighting. It is shown that the analysis of singular values of the noise transfer function matrix in the frequency domain is effective in constructing a single curve for multiaxial isolation. Various passive isolation limitations are listed as limitations on the optimization process. The results of the design analysis and optimization of the kinematic hexagonal (six support) installation of a hypothetical commercial payload of a laser communication terminal are presented.

CSA Engineering, Inc. [25] performed analysis, design, and testing for the Los Alamos National Laboratory as part of the FORTE spacecraft vibration reduction program. The technical goal of the work was to reduce the response to the location of payload elements when exposed to the dynamic load associated with launch and proto-qualification tests. The end product of the work was a set of viscoelastic struts that were fabricated, tested, and installed in the FORTE design. CSA developed the Nastran finite element model of the FORTE design, worked with LANL to select the best approach to implement passive damping, performed analytical trade studies using the system FE model and the strut FE model to determine the best viscoelastic strut design configu-

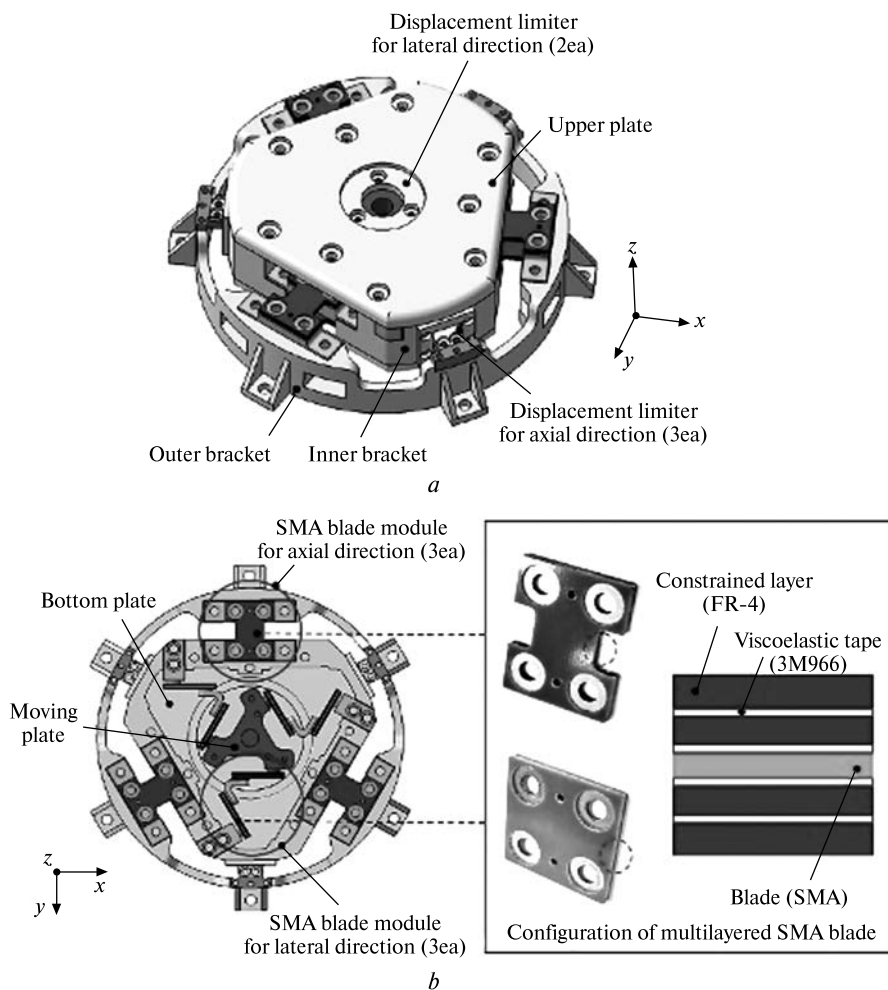


Figure 11. Configuration of the Proposed WSVI (*a* — Isometric View, *b* — Inside View)

ration, performed material testing, fabrication assistance struts, perform direct comprehensive strut stiffness tests, and help evaluate strut performance based on random vibration test measurements. The addition of viscoelastic struts bogged down the dynamics of the decks, and shearing the viscoelastic material dissipated vibrational energy in a critical frequency band and reduced the vibrational response on key spacecraft components.

Viscoelastic struts were used with force-limited vibration testing, special brackets modified to provide isolation, and altered system mass distribution to successfully reduce FORTE vibration.

The paper [47] demonstrates the possibility of protecting a spacecraft from dynamic loads using

vibration and shock isolation systems for the entire spacecraft. The basic concept of isolating the entire spacecraft is to isolate the entire spacecraft from the dynamics of the launch vehicle. Two different systems are considered here: the SoftRide system, a low-frequency (10–50 Hz) isolation system, and the ShockRing system, designed to attenuate high-frequency loads (70 Hz and above), including shock loads. All seven flights of the CSA SoftRide systems (the layout of the vibration isolation system can be judged from the photo in Fig. 12) demonstrated excellent load reduction when analyzed by coupled loads and confirmed by flight telemetry data. In particular, Fig. 13 shows the flight data of vibration accelerations before and after the SoftRide vibration

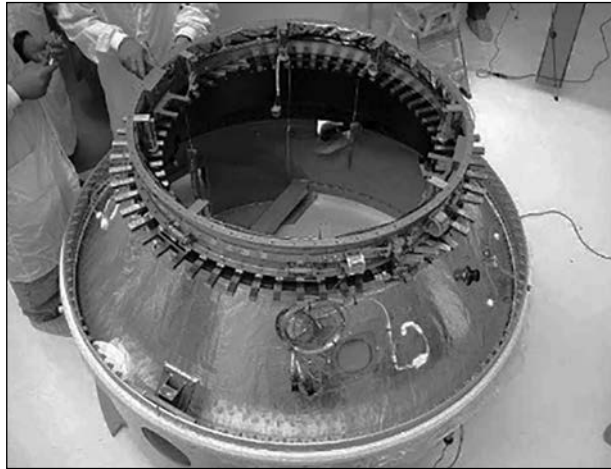
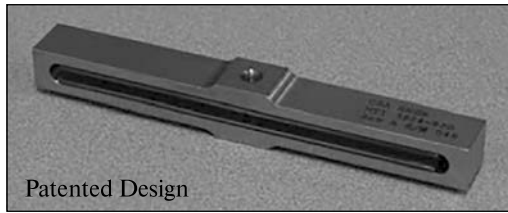


Figure 12. Element of the SoftRide vibration isolation system and the arrangement of these elements on the KA adapter

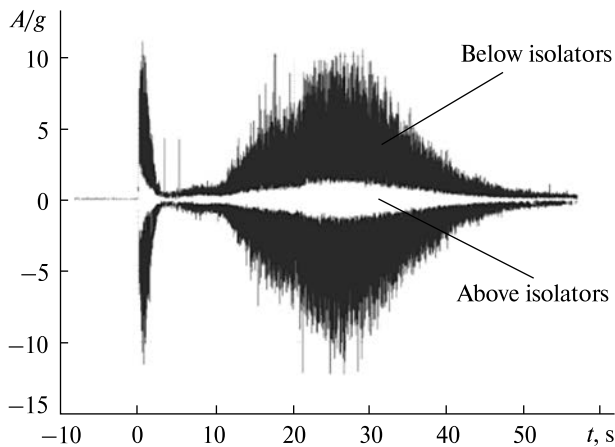


Figure 13. STEX flight data — below and above isolators for the Taurus/STEX SoftRide isolation system

isolators during the launch of the STEX spacecraft by the Taurus launch vehicle.

Component testing was performed on the Shock-Ring using a specially designed air gun that can generate 10000 g on the test item. These tests dem-

onstrate a significant reduction in the shock load transferred to the payload. Next, the results of system tests, consisting of a spacecraft simulator, payload attachments, an avionics section, and a shock plate, are discussed. The system tests used pyrotechnic devices to achieve high test impact levels. Finally, the flight data of the first flight will be discussed.

Article [5] reviews the latest vibration defense systems of spacecraft payload for further possible use in suborbital missions of reusable launch vehicles. A brief description of the vibroacoustic environment of the Orbital Science and Kistler Aerospace small launch vehicles indicates the deep level of random vibrations, shocks, and acoustics that the payload must withstand. The same random oscillations were found in the entire family of sounding rockets: Black Brant, Orion, Nike-Orion, Taurus-Orion, and Terrier-Orion. This review also presents recent flight experiments designed to test isolation systems at launch or in orbit. While in-orbit vibration isolation systems have been active-passive systems that have recently used bright designs and new control algorithms, including those based on adaptive neural networks, launch isolation systems have evolved from passive to active-passive systems, which have recently been tested during the VALPE-2 experiment. Active-passive launch systems provided a 10-fold reduction in vibration versus the 5 to 1 provided by passive systems. In addition, active-passive systems in orbit reduced vibration by about ten times.

The paper [50] explores a method for evaluating the characteristics of vibration isolation of discrete vibration isolation of flexible spacecraft. First, a dynamic model of a discrete integral spacecraft system has been constructed, and a reduction of the model has been proposed. The analysis of the vibration isolation method of vibration transmission from the vibration isolator to the satellite is discussed. The estimation method is then studied from the perspective of simulation and experiment, and the results show that the theoretical analysis is correct. Next, a method for estimating the power flow of a discrete integral spacecraft of a flexible spacecraft is presented. Based on the study of the power flow of vibration isolation, it is shown that the proposed method complements the shortcomings of vibration transmission. Finally, it is proposed to evaluate vibration isolation perfor-

mance by combining the vibration transmission at some key points in the satellite and the power flow of the vibration isolator.

Dynamic launch loads are the driving force behind the structure of any spacecraft, but they can be especially significant for small spacecraft on solid rocket launchers [11]. In this case, we often have an unenviable combination of demanding launch loads and sensitive spacecraft components in the form of unique scientific or remote sensing instruments. Passive vibration isolation of the entire spacecraft has proven to be a valuable tool in reducing these dynamic loads, thus reducing the overall risk of mission success. The NASA Orbiting Carbon Observatory (OCO) mission will use the flight-tested CSA Engineering SoftRide passive containment system during the launch.

Hamilton Sundstrand Sensor Systems made the payload for scientific instruments. NASA's Kennedy Space Center managed the acquisition of the Taurus launch vehicle built by Orbital Sciences Corporation and the SoftRide vibration isolation system built by CSA Engineering. The OCO spacecraft was dynamically tested on the SoftRide UniFlex insulation system under the "test in flight" philosophy. A few of the 12 satellites that used SoftRide on the Pegasus, Taurus, Minotaur, and Atlas V launch spacecraft included the SoftRide isolation system in the spacecraft level vibration tests. Testing at the spacecraft level with an isolation system presents unique challenges that do not arise during conventional vibration tests at the level of an uninsulated spacecraft. Therefore, the development of the OCO vibration test has been done, focusing on how the inclusion of the Soft-ride system has influenced this development. Test results show how the spacecraft/SoftRide system responded during testing. During the vibration tests, unique problems arose with the control of the low-frequency vibration-isolated system.

The SoftRide entire spacecraft isolation system was selected for implementation on the OSTM/Jason 2 mission based on the likelihood of meeting load reduction criteria and cost and timing considerations. Reference [22] provides a) an overview of the study that resulted in the selection of SoftRide, b) the process of designing, analyzing, and testing the SoftRide system, as well as some of the design problems and their solutions, and c) a summary of the

KSC/JPL independent risk assessment-associated with the SoftRide program. The SoftRide solution for OSTM/Jason 2 demonstrated the adequacy of the legacy qualification for the launch configuration. Along with some design problems and their solutions, and c) a summary of KSC/JPL's independent assessment of the risks associated with the SoftRide program. The SoftRide solution for OSTM/Jason 2 made it possible to demonstrate the adequacy of the legacy launch qualifications for the launch configuration. Along with some design problems and their solutions, and c) a summary of KSC/JPL's independent assessment of the risks associated with the SoftRide program. The SoftRide solution for OSTM/Jason 2 demonstrated the adequacy of the legacy qualification for the launch configuration.

It is known that the traditional payload attachment (PAF) fitting does not provide any vibration isolation due to its high rigidity. The paper [3] theoretically investigates the vibration isolation of the entire spacecraft as a direct and practical approach to ensuring the successful launch and orbital placement of a spacecraft. Given the stiffness and vibration isolation design issues that most concern designers, the Spacecraft Vibration Isolator (WSVI) study consists of two parts. The stiffness characteristic is studied with reliability analysis and experimental data in the first part. Concerning WSVI, a study was made on the function of ribs to impart rigidity and damping to vibration isolators. The second part discusses the problems caused by stiffness changes. Simulated and experimental data show that the transmission coefficients combined with the stiffness can be reduced by installing a vibration isolator between the spacecraft and the launch vehicle.

4. DISCUSSION

The considered examples of active and passive suppression of spacecraft vibrations in the active part of the Launch Vehicle flight trajectory showed the need to take into account, when designing vibration isolating systems, the requirements for their performance during oscillatory movements of the spacecraft in several degrees of freedom (such requirements are set out, for example, in [41]).

As follows from the analysis of the above works on the dynamics of vibration-isolated spacecraft

systems, when designing a spacecraft as a mechanical system, circumstances and phenomena may not be completely determined, leading in some cases to a loss of strength and performance of both the entire spacecraft and during the operation of its tools on orbit. The uncertainty of the dynamic characteristics of the spacecraft exists in the case of launching numerous spacecraft of different customers. In this case, active means of suppressing spacecraft vibrations should be developed, considering possible resonance phenomena in the dynamic system “adapter-spacecraft” that were not detected during ground tests.

Some problems of physical and mathematical modeling of working processes in vibration protection systems remain unresolved. In particular, in the conditions of airless space and weightlessness, spatial oscillations of the spacecraft can be carried out with vibration damping different from the work of damping forces under conditions of ground vibration tests [38]. Therefore, this phenomenon must be considered when analyzing and generalizing the results of the experimental determination of the characteristics of the vibration protection system [1].

Problems remain in designing a vibration protection system to achieve the required quality of passive vibration suppression with a minimum spacecraft weight. At the same time, in the case of suppression of high-frequency vibrations of the spacecraft [44] using electromagnetic activators (active vibration isolating systems), the need to introduce additional elastic forces into the system (i.e., elements of passive vibration damping) is shown [29].

When designing spacecraft vibration isolation systems, the notable increase in the spacecraft overload during the spacecraft launch into the working orbit is often not considered. This can significantly change the efficiency of a passive vibration protection system [30] since with a significant increase in the longitudinal acceleration of the launch vehicle in flight, and hence the weight of the spacecraft, the elasticity and the lowest natural frequency of the dynamic system “vibration protection system — spacecraft” change.

When launching up to several dozen autonomous spacecraft into working orbits, an adapter (dispenser) is made, usually of an original design, having a com-

plex spatial configuration for the sound installation of individual spacecraft, which, as a rule, have different masses and natural frequencies. In this case, the task of vibration protection is promising not for the spacecraft as a whole but for the active “tuning” of vibration protection systems to actively suppress the vibration of each spacecraft or the most sensitive to vibrations of the spacecraft.

5. CONCLUSIONS

The analysis of the current state of development of vibration protection systems for spacecraft launched into orbits by modern launch vehicles is carried out. Such analysis is instrumental in choosing the direction of practical design of spacecraft vibration protection systems and in determining fundamentally new means and schemes of vibration isolating systems and methods for effectively suppressing spatial vibrations of spacecraft.

The development of spacecraft vibration protection systems has a history of more than 20 years. At the present stage of the development of space launch vehicles, some space vehicles have been developed jointly by vibration protection systems and tested on special vibration stands. Moreover, different launch vehicles used SC vibration protection systems in some missions. In particular, 19 vibration protection devices and systems of the SoftRide family, starting from 1998, have been used for vibration protection of spacecraft put in orbit by the Taurus, Taurus XL, Minotaur I, Pegasus, Delta II, Delta 4-H, Falcon I launch vehicles. At the same time, for the spacecraft for modern launch vehicles, many problems of creating advanced vibration isolation systems remain relevant, the solution of which will increase the efficiency of means for suppressing spacecraft vibrations while reducing the requirements for the strength of their design.

Thus, developing spacecraft vibration isolation systems is a persistent global trend. For future research in Ukraine’s rocket and space industry, the introduction of advanced vibration isolation systems for modern spacecraft is promising. The research will be carried out in the following areas:

- use of an active spacecraft vibration suppression system in combination with a passive vibration protection system;

- increasing the frequency range and damping parameters of the spacecraft;
- changes in the approach to vibration suppression of the entire spacecraft (as a whole) to an approach with system tuning for damping individual (the most critical and vibration-sensitive) spacecraft;
- application of schematic diagrams of spacecraft vibration protection systems with the introduction of hydraulic, electromagnetic, and mechanical functional elements in order to increase the efficiency of vibration isolation systems;
- active suppression of random vibrations during the operation of various spacecraft systems in outer space (during disturbances from engines of orbit correction systems and others);
- use of the adapter (dispenser) design to perform the functions of a passive vibration protection system of the spacecraft.

REFERENCES

1. Afanasiev V., Barsukov V., Gofin M., Zakharov V., Strelchenko N., Shalunov N. (1994). *Experimental development of spacecraft*. MAI Publ. House, 412 p. [in Russian]
2. Arenas J. P., Margasahayam R. N. (2006). Noise and vibration of spacecraft structures. *Ingeniare Rev. Chil. Ing.*, **14**, № 3, 251—264.
3. Bezmozgiy I. M., Sofinsky A. N., Chernyagin A. G. (2014). Modeling in problems of vibration strength of structures of rocket and space technology. *Space Equip. Technol.*, **3**, № 6, 71—80 [in Russian]
4. Calvi A. (2011). *Spacecraft Loads Analysis. An Overview*. ESA / ESTEC, Noordwijk, the Netherlands. Presentation for the University of Liege Satellite Engineering Class. 14 p. URL: <https://docplayer.net/5135449-Spacecraft-structural-dynamics-loads-an-overview.html> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
5. Caruntu D. I., Shove C. (2005). Overview of Payload Vibration Isolation Systems. *Design Engineering. Parts A and B*, 1149—1156. doi: 10.1115/IMECE2005-82138.
6. Chen Y., Fang B., Yang T., Huang W. (2009). Study of Whole-spacecraft Vibration Isolators Based on Reliability Method. *Chin. J. Aeronaut.*, **22**, № 2, 153—159. doi: 10.1016/S1000-9361(08)60081-3.
7. Cobb R. G., et al. (1999). Vibration isolation and suppression system for precision payloads in space. *Smart Mater. Struct.*, **8**, № 6, 798—812. doi: 10.1088/0964-1726/8/6/309.
8. Dotson K. W., Sako B. H. (2007). Interaction Between Solid Rocket Motor Internal Flow and Structure During Flight. *J. Propuls. Power*, **23**, № 1, 344—355. doi: 10.2514/1.20477.
9. Fedor J. V. (1990). Active damping of spacecraft structural appendage vibrations. US4892273A. URL: <https://patents.google.com/patent/US4892273A/en?q=U.S.+Pat.+No.+4%2c892%2c273> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
10. Fei H., Song E., Ma X., Jiang D. (2011). Research on Whole-spacecraft Vibration Isolation based on Predictive Control. *Procedia Eng.*, **16**, 467—476. doi: 10.1016/j.proeng.2011.08.1112.
11. Gibbs W., Francis J., Spicer R., Schaeffer K., O'Connell M. (2009). *Vibration Testing of the OCO Spacecraft on a Passive Vibration Isolation System*. 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf. (Palm Springs, California). doi: 10.2514/6.2009-2635.
12. Gladkiy V. (1969). *Dynamics of the aircraft design*, 496 p. [in Russian]
13. Gordon S., Kern D. L. (2015). *Benefits of Spacecraft Level Vibration Testing*. Presented at the Aerospace Testing Seminar (Los Angeles, CA), 134. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150020490/downloads/20150020490.pdf> (Last accessed: Mar. 23, 2023).
14. Grishin D. (2013). Modern methods of vibration protection of structures: educational and methodological complex. *RUDN*, 111 [in Russian]
15. Haghshenas J. (2017). Vibration effects on remote sensing satellite images. *Adv. Aircr. Spacecr. Sci.*, **4**, № 5, 543—553. doi: 10.12989/AAS.2017.4.5.543.
16. Hyde T. T., Davis L. P. (1998). *Optimization of multiaxis passive isolation systems*. Presented at the 5th Annual Int. Symp. on Smart Structures and Materials (San Diego, CA), 399—410. doi: 10.1117/12.310702.
17. Igdalov I., Kuchma L., Poliakov N., Sheptun Y. D. (2004). *Rocket as a controlled object*. Dnepropetr.: ART-Press, 544 p.
18. Jafari B. (2018). *Whole spacecraft vibration isolation system: A comparison of passive vs. semiactive vibration isolation designs, department of mechanical and industrial engineering* (Concordia University, Montreal, Quebec, Canada). URL: https://spec-trum.library.concordia.ca/id/eprint/984635/1/Jafari_MASc_S2018.pdf (Last accessed: Mar. 24, 2023).
19. James G., Schultz K. (2014). *Loads and Structural Dynamics Requirements for Spaceflight Hardware*. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20110015359> (Last accessed: Mar. 24, 2023).

20. Kabe A., Kim M., Spiekermann C. (2003). Loads analysis for national security space missions. *Crosslink*, 20—25.
21. Kattakuri V., Panchal J. H. (2019). Spacecraft failure analysis from the perspective of design decision-making. *Int. Design Engineering Tech. Conf. and Computers and Inform. in Engineering Conf.*, **59179**, V001T02A068.
22. Kern D. L., Gerace C. A. (2008). Implementation of a whole spacecraft isolation system for the OSTM/Jason 2 mission. *2008 IEEE Aerospace Conf.*, Big Sky, MT, USA, 1—8. doi: 10.1109/AERO.2008.4526538.
23. Liu C., Jing X., Daley S., Li F. (2015). Recent advances in micro-vibration isolation. *Mech. Syst. Signal Process*, **56—57**, 55—80. doi: 10.1016/j.ymssp.2014.10.007.
24. Load Analyses of Spacecraft and Payloads. NASA Technical Standard. NASA-STD-5002A (Sep. 2019). URL: <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-std-5002a.pdf> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
25. Maly J. R. (1996). FORTE spacecraft vibration mitigation. Final report (Los Alamos National Lab., Los Alamos, New Mexico). URL: https://inis.iaea.org/collection/NCLCollectionStore/_Public/28/075/28075445.pdf (Last accessed: Mar. 24, 2023).
26. Mars K. (2021). Johnson Space Center. Vibration testing. URL: <http://www.nasa.gov/johnson/exploration/technology> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
27. Newman J. S. (2001). Failure-Space — A systems engineering look at 50 space system failures. *Acta Astronaut.*, **48**, 517—527. doi: 10.1016/S0094-5765(01)00071-6.
28. Nikolayev D. (2023). Exploring software solutions for active vibration control, protection, and isolation. *EndurantDevs*. URL: <https://www.endurantdev.com/article/exploring-software-solutions-for-active-vibration-control-protection-and-isolation/> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
29. Park Y.-H., Kwon S.-C., Koo K.-R., Oh H.-U. (2021). High damping passive launch vibration isolation system using superelastic SMA with multilayered viscous lamina. *Aerospace*, **8**, № 8, 201. doi: 10.3390/aerospace8080201.
30. Pilipenko V. V., Nikolayev O. D., Dovgotko N. I., Pilipenko O. V., Dolgoplov S. I., Khoryak N. V. (2001). Theoretical assessment of the effectiveness of the passive system of vibration protection of spacecraft during longitudinal vibrations of the launch vehicle. *Tech. Mech.*, **1**, № 1, 5—12 [in Russian]
31. Pilipenko V. V., Pilipenko O. V. (2001). *The vibration protection system for decreasing of the level of the dynamic loads (longitudinal vibration accelerations) of space vehicles under its putting into planned orbit*. Presented at the IAF 01-I.2.09, 52nd Int. Astronautical Congress (Toulouse, France, Oct. 2001).
32. PSLV — Rockets. URL: <https://spaceflight101.com/spacerockets/pslv/> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
33. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. (2020). Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle. *Space Science and Technology*, **26**, № 4, 3—20. doi: 10.15407/knit2020.04.003.
34. Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. (2021). Mathematical modelling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle. *Space Science and Technology*, **27**, № 6, 3—15. doi: 10.15407/knit2021.06.003.
35. Pylypenko O. V., Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoriak N. V., Dolgoplov S. I. (2020). State of the art in the theoretical study of the high-frequency stability of working processes in liquid-propellant rocket combustion chambers. *Tech. Mech.*, **2**, № 2, 5—21. doi: 10.15407/itm2020.02.005.
36. Rabinovich B. I. (2000). *New Ideas of the attitude Control Based on the Magnetohydrodynamic Phenomena. The Application to the Rotating Spacecraft*. Presented at the Astro2000, 11CASI Conf. on Astronautics (Ottawa, Canada), 240.
37. Rittweger A., Beig H., Konstanzer P., Dacal R. B. (2005). *Active payload adaptor for Ariane 5*. Presented at the 56th Int. Astronautical Congress of the International Astronautical Federation (Fukuoka, Japan), 3654—3665.
38. Robertson B., Stoneking E. (2003). Satellite GN and C Anomaly Trends. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20030025663> (Last accessed: May 25, 2023).
39. Serdyuk V. (2009). *Designing Space Launch Vehicles: Textbook for higher educational institutions*. Moscow: Mashinostroyenie, 504 p. [in Russian].
40. Sirlin S. W. (1987). Vibration isolation for spacecraft using the piezoelectric polymer PVF₂. *J. Acoust. Soc. Amer.*, **82**, № S1, 13. doi: 10.1121/1.2024666.
41. Souleille A., et al. (2018). A concept of active mount for space applications. *CEAS Space J.*, **10**, № 2, 157—165. doi: 10.1007/s12567-017-0180-6.
42. Stavrinidis C., Klein M., Brunner O., Newerla A. (1996). Technical and programmatic constraints in dynamic verification of satellite mechanical systems. *Acta Astronaut.*, **38**, № 1, 25—31.
43. Tang J., Cao D., Qin Z., Li H., Chen D. (2018). A VCM-based novel whole-spacecraft vibration isolation device: simulation and experiment. *J. Vibroengineering*, **20**, № 2, 1035—1049. doi: 10.21595/jve.2017.18494.
44. Tang J., Cao D., Ren F., Li H. (2018). Design and Experimental Study of a VCM-Based Whole-Spacecraft Vibration Isolation System. *J. Aerosp. Eng.*, **31**, № 5, 04018045. doi: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000871.

45. Tosney W. F., Cheng P. G. (2015). Space safety is no accident how the aerospace corporation promotes space safety. *Space Safety is No Accident*. Eds. T. Sgobba, I. Rongier. Cham: Springer Int. Publ., 101—108. doi: 10.1007/978-3-319-15982-9_11.
46. Whitmore M., Boyer J., Holubec K. (2012). NASA-STD-3001. *Space Flight Human-System Standard and the Human Integration Design Handbook*. Presented at the Industrial and Systems Engineering Research Conference (Orlando, FL), 68. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20130000738> (Last accessed: Mar. 23, 2023).
47. Wilke P., Conor J., Patrick G., Sciulli D. (2000). *Whole-Spacecraft Vibration Isolation for Broadband Attenuation*. Presented at the IEEE Aerospace Conf. (BigSky, Montana). URL: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA451903.pdf> (Last accessed: Mar. 24, 2023).
48. Wilke P. S., Johnson C. D., Fosness E. R. (1997). *Payload isolation system for launch vehicles*. Presented at the Smart Structures and Materials 1997: Passive Damping and Isolation, **3045**, 20—30.
49. Xu K., Zhang Y., Zhu Y., Zang J., Chen L. (2020). Dynamics Analysis of Active Variable Stiffness Vibration Isolator for Whole-Spacecraft Systems Based on Nonlinear Output Frequency Response Functions. *Acta Mech. Solida Sin.*, **33**, № 6, 731—743. doi: 10.1007/s10338-020-00198-5.
50. Zhang Y., Fang B., Chen Y. (2012). Vibration isolation performance evaluation of the discrete whole-spacecraft vibration isolation platform for flexible spacecrafts. *Meccanica*, **47**, № 5, 1185—1195. doi: 10.1007/s11012-011-9503-4.

Стаття надійшла до редакції 26.03.2023

Після доопрацювання 26.05.2023

Прийнято до друку 29.05.2023

Received 26.03.2023

Revised 26.05.2023

Accepted 29.05.2023

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

С. В. Хорошилов, пров. наук. співроб., д-р техн. наук, проф.
ORCID.org/0000-0001-7648-4791

Д. О. Николаєв, аспірант
ORCID.org/0000-0001-5570-6041

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

РОЗРОБКА СИСТЕМ ВІБРОЗАХИСТУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ — СТАН ТА ПЕРСПЕКТИВИ

Вібраційні навантаження на ракету-носіє і космічний апарат (КА) можуть досягати високого рівня і призводити до нештатних і аварійних ситуацій. Конструкція космічного апарата повинна не тільки підтримувати корисне навантаження і підсистеми КА, але і мати достатню міцність і жорсткість, щоб виключити будь-які аварійні ситуації (пошкодження, руйнування, небажані деформації конструкції, вихід з ладу і вихід з ладу приладів і обладнання), які можуть перешкодити успіху місії. Основною метою статті є аналіз стану досліджень динаміки систем віброзахисту космічних апаратів, що виводяться на робочі орбіти сучасними ракетами-носіями. Результати цього аналізу сприятимуть розробці принципових схем систем віброзахисту та методів ефективного демпфування просторових коливань космічних апаратів.

Показано, що розвиток перспективних систем віброізоляції відбуватиметься у напрямку: збільшення частотного діапазону та показників демпфування КА; переходу від демпфування вібрацій КА (в цілому) до настроювання системи на демпфування окремих (найбільш відповідальних та чутливих до вібрацій) КА; використання системи активного демпфування вібрацій КА у поєднанні з пасивною системою віброзахисту; використання принципових схем віброзахисних систем КА із введенням гідравлічних, електромагнітних та механічних функціональних елементів з метою підвищення ефективності віброізолювальних систем; активного пригнічення випадкових вібрацій у відкритому космосі під час роботи різних систем космічного корабля (при збуреннях від двигунів систем корекції орбіти тощо); використання конструкції адаптера для виконання функцій пасивної віброзахисної системи КА.

Ключові слова: безпека космічного апарата, середовище запуску, вібраційне навантаження, космічний апарат, акустика, випадкова вібрація, віброізоляція, алгоритми системи керування, космічні польоти, рідинні ракети.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.020>
УДК 621.384.3

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

М. І. ЛИХОЛІТ², радник в. о. дир. — голов. конструктора, чл.-кор. НАН України, д-р техн. наук, доцент
В. М. ТЯГУР^{1,2}, заст. нач. наук.-техн. комплексу — голов. конструктор напрямку, д-р техн. наук, доцент
І. О. ВАСИЛЬКОВСЬКА¹, ст. викладач, канд. техн. наук
ORCID: 000-0001-9631-4087

E-mail: inna_kuchugura@ukr.net

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

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»,
приладобудівний факультет

просп. Берестейський 37, Київ, Україна, 03056

² Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»

вул. Князів Острозьких 8, Київ, Україна, 01010

ЙМОВІРНІСТЬ РОЗРІЗНЕННЯ ЦІЛІ КОНТРАСТНО ОБМЕЖЕНОЮ ТЕПЛОВІЗІЙНОЮ СИСТЕМОЮ БЕЗПІЛОТНИКА

Оснащення сучасних безпілотних літальних апаратів тепловізійними камерами розширює можливості використання їх у будь-яких умовах навколишнього середовища, що дозволяє здійснювати ефективну повітряну розвідку чи виконання інших бойових задач. Головними задачами з розрізнення цілей є виявлення, розпізнавання та ідентифікація. Наявні методи і алгоритми визначення ймовірності розрізнення цілей не дозволяють ефективно і швидко розраховувати перелічені ймовірності в залежності від дальності до цілі.

Метою статті є розробка нового методу розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження.

Розроблено удосконалений метод і алгоритм розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання і ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження на основі критерію Джонсона згідно із стандартом НАТО 4347, апроксимації Шульца порогового контрасту сприйняття оператором зображення на екрані дисплея, а також за допомогою цільової функції передачі ймовірності та функції передачі ймовірності по дальності до цілі. Наведено приклад розрахунку ймовірності розрізнення цілі. Запропонований алгоритм дозволяє оперативно розрахувати ймовірність виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі контрастно обмеженою тепловізійною системою безпілотника.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат з тепловізійною камерою; ймовірність виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі; дальність до цілі; пороговий контраст сприйняття; функція передачі ймовірності по дальності до цілі.

Цитування: Колобродов В. Г., Лихоліт М. І., Тягур В. М., Васильковська І. О., Колобродов М. С. Ймовірність розрізнення цілі контрастно обмеженою тепловізійною системою безпілотника. *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 5 (144). С. 20—32. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.020>

© 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

З початку двадцять першого століття тепловізори знайшли широке застосування в різних галузях науки, техніки й аерокосмічної промисловості [3, 5, 6, 19]. Більшість сучасних безпілотних літальних апаратів (БПЛА), або дронів, оснащена тепловізійними камерами, що дозволяє їхнє використання цілодобово у складних погодних умовах [3, 19]. Тепловізійне зображення, отримане такими камерами, на екрані дисплея аналізується оператором для прийняття відповідного рішення. Дрони також масово застосовуються у військовій справі, насамперед для здійснення повітряної розвідки — як тактичної, так і стратегічної, а також для нанесення вогневих ударів по наземних цілях [6, 19].

Основними споживчими характеристиками таких тепловізійних систем спостереження (ТПСС) є просторова і температурна роздільність, максимальні дальності виявлення і розпізнавання цілі, або відповідні ймовірності [1, 7, 11]. Ці характеристики обмежені просторовим або енергетичним розділенням [14]. Дослідженню ТПСС, основними компонентами яких є об'єкти в приймач випромінювання, присвячено значну кількість наукових праць [2, 8, 10, 12, 18]. Водночас практично немає досліджень з розробки методів і алгоритмів визначення ймовірності виконання поставленого завдання із розрізнення цілей (виявлення, розпізнавання та ідентифікації) в залежності від дальності до цілі. Ці ймовірності обмежені контрастом зображення або шумами ТПСС. У основі цих складних методів лежить розрахунок відношення сигнал/шум на виході матричного приймача випромінювання (МПВ) з урахуванням характеристик об'єкта спостереження, відстані між ціллю і тепловізором, а також температурної чутливості ТПСС і законів зорового сприйняття [1, 7, 9, 11]. Однак ці методи не дозволяють оперативно розрахувати ймовірності виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі для довільно заданої відстані до цілі.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Метою статті є розробка більш досконалого методу і алгоритму розрахунку ймовірності вияв-

лення, розпізнавання та ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження на заданій відстані до цілі на основі критерію Джонсона і порогового контрасту сприйняття оператором зображення на екрані дисплея.

2. КОНТРАСТНО ОБМЕЖЕНІ ТЕПЛОВІЗОРИ

2.1. Просторова роздільна здатність. Для ТПСС використовують різні види розділення: просторове, енергетичне, спектральне, часове. Для більшості ТПСС важливо забезпечити необхідне просторове й енергетичне розділення.

Просторова частота $\nu_{x,\max}$, при якій модуляційна передавальна функція (МПФ) ТПСС зменшується до певного рівня, наприклад до значення порогового контрасту, що сприймається оператором, часто служить мірою просторового розділення. За таку просторову частоту можна прийняти частоту Найквіста ν_N , яка дорівнює половині частоти просторової вибірки, що здійснюється в ТПСС з МПВ.

Під час моделювання ТПСС використовують різні моделі, в яких враховують як просторову, так і енергетичну роздільну здатність системи. Як правило, під час дослідження процесів розпізнавання об'єктів за допомогою ТПСС використовуються такі моделі [5, 7, 16, 17]:

1. Модель для контрастно обмежених систем, яка враховує пропускання атмосфери без спотворень зображення.

2. Стандартна модель для систем, обмежених шумами, яка враховує пропускання атмосфери без спотворень зображення.

В основному ТПСС мають дві порогові чутливості: порогову чутливість зорового аналізатора оператора і порогову чутливість МПВ.

2.2. Контрастно обмежені системи. Тепловізійна система спостереження створює зображення об'єкта, наприклад штрихової міри, на екрані дисплея з певним контрастом, який сприймає спостерігач (оператор). Зоровий аналізатор (око) спостерігача має певний пороговий контраст, який залежить від просторової частоти ν_x зображення міри. Зі збільшенням просторової частоти зображення міри контраст зображення між світлими і темними смугами зменшується. На певній просторовій частоті $\nu_{x,\max}$, смуги в зо-

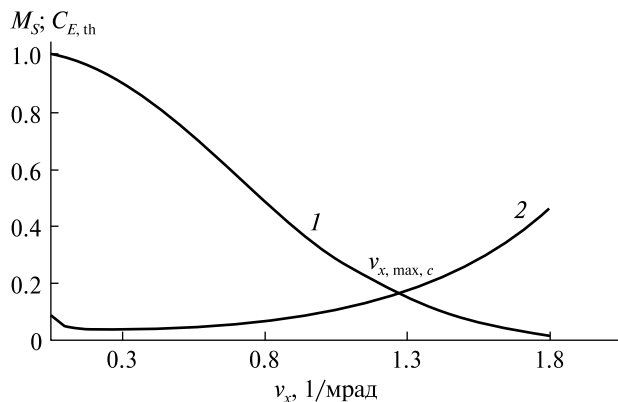


Рис. 1. До визначення максимальної смуги пропускання контрастно обмеженої ТПСС: 1 — МПФ тепловізора, 2 — пороговий контраст v_x сприйняття зображення оператором

браженні не спостерігаються. Ця максимальна просторова частота $v_{x,max,c}$ у зображенні і характеризує граничне просторове розділення ТПСС, тобто система «ТПСС — оператор» пропускає просторові частоти тільки у межах від 0 до $v_{x,max,c}$ (рис. 1). Тому ТПСС, які працюють у даних умовах, називають обмеженими за контрастом, або *контрастно обмеженими*. Верхня крива описує МПФ M_s ТПСС. Просторову частоту визначають у точці перетину графіків МПФ M_s і порогового контрасту $C_{E,th}$ сприйняття зображення оператором. Під час роботи такої системи об'єкт спостереження розрізняється тільки в тому випадку, коли його контраст перевищує порогове значення. Істотно, що в даній ситуації відношення сигнал/шум на виході системи вважається достатньо великим, а тому обмеження просторового розділення визначаються тільки низьким контрастом.

2.3. Критерій Джонсона для оцінки ефективності тепловізійних систем спостереження. Дослідження ефективності (performance — продуктивності) ІЧ-систем спостереження тривають понад 60 років у відділі досліджень і розробок армії США. Результати цих досліджень використовуються більшістю експертів з ІЧ-систем у світі. Були розроблені моделі тепловізорів, які виконували завдання виявлення, розпізнавання та ідентифікації тактичних цілей на полі бою. Найголовніше, що військові користувачі

цих моделей розуміють як метрики, передбачені моделями, співвідносяться з тим, як працюватимуть системи на полі бою.

Основну гіпотезу для моделей приладів нічного бачення (ПНБ) запропонував Джонсон у 1958 році [15, 18]. Згідно із цією моделлю здатність спостерігача виявляти, визначати орієнтацію, розпізнавати та ідентифікувати військові цілі, що перебувають на певному фоні, за допомогою ПНБ, залежить від того, наскільки добре він може розрізнити штрихові смуги міри Фуко з різними просторовими частотами і тим самим температурним контрастом ΔT відносно фону, що і ціль:

$$\Delta T = T_t - T_b, \quad (1)$$

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

Подальший розвиток моделювання ТПСС полягав у створенні простої у використанні моделі, яка враховує характеристики тест-об'єкта у вигляді штрихової міри Фуко (розміри, температурний контраст, просторова частота міри), послаблення випромінювання від цілі в атмосфері, параметри оптичної системи (діаметр вхідної зіниці, фокусна відстань і коефіцієнт пропускання), приймача випромінювання (розмір пікселів, розмір матриці, питома виявлювальна здатність), електронної системи обробки сигналів МПВ; дисплей і закони зорового сприйняття оператором тепловізійного зображення з екрану дисплея. З цією метою було використано мінімально роздільну різницю температур (МРРТ) як функцію просторової частоти міри Фуко. Такий підхід дозволив порівнювати результати спостереження фонові цільові обстановки у польових умовах з лабораторними вимірюваннями характеристик тепловізорів. Розроблена модель дозволила аналізувати і оптимізувати ТПСС різного призначення, і насамперед тепловізійні приціли.

Модель ТПСС для розрізнення цілі, яка використовує концепцію Джонсона і порогового контрасту, наведено на рис. 2. Температурний контраст цілі ΔT зменшується за рахунок ослаблення випромінювання в атмосфері, тобто

$$\Delta T' = \Delta T \tau_A(R), \quad (2)$$

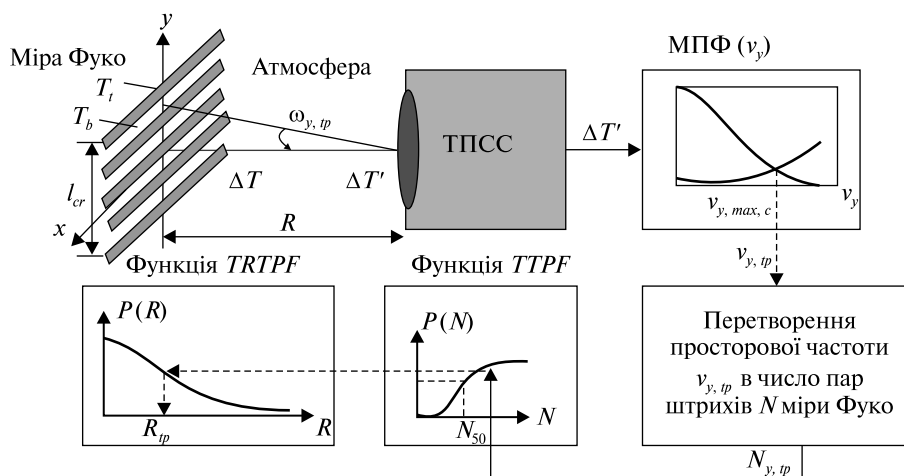


Рис. 2. Модель ТПСС для прогнозування виконання завдання спостереження, яка використовує концепцію Джонсона і пороговий контраст

де $\tau_A(R)$ — інтегральний коефіцієнт пропускання атмосфери, R — відстань між ціллю і ТПСС.

Різниця температур відповідає просторовій частоті $\nu_{y,tp}$ міри, що спостерігає ТПСС, яка залежить від критичного розміру цілі l_{cr} і відстані R . Число штрихів (періодів) міри Фуко, розташованих уздовж критичного розміру l_{cr} цілі, визначаються за формулою

$$N \text{ [періодів]} = \nu_{y,tp} \text{ [періодів/мрад]} l_{cr} \text{ [мрад]}. \quad (3)$$

У залежності від відстані R число періодів міри Фуко, розташованих уздовж критичного розміру l_{cr} цілі, визначимо за формулою

$$N = \nu_{y,tp} \frac{l_{cr}}{R}, \quad (4)$$

де l_{cr} вимірюється в метрах, R — в кілометрах.

Число штрихів N будемо використовувати для визначення ймовірності виконання завдання із спостереження цілі. На рис. 2 показано вплив поглинання випромінювання в атмосфері на температурний контраст цілі ΔT , що призводить до його зменшення до величини $\Delta T'$ у площині вхідної зіниці об'єктива тепловізора. Важливо, що при цьому для контрастно обмежених ТПСС, температурний контраст в тепловізійному зображенні тест-об'єкта на екрані дисплея залишається незмінним. У точці перетину графіків функцій $M_s(\nu_y)$ і $C_{E,th}(\nu_y)$ визначаємо просторову частоту $\nu_{y,tp}$, а потім за формулою (4) розраховуємо мак-

симальне число періодів міри Фуко N , що розрізняються уздовж критичного розміру цілі l_{cr} .

Ймовірність виконання завдання спостереження (виявлення, орієнтація, розпізнавання, ідентифікація) визначаємо за допомогою цільової функції передачі ймовірності TTPF (Target Transfer Probability Function), яка розраховується за формулою [3, 7, 18]

$$P(N) = \frac{(N/N_D)^k}{1 + (N/N_D)^k}, \quad (5)$$

де P — ймовірність виконання певного завдання спостереження, N — кількість пар штрихів міри Фуко, що розміщуються уздовж критичного розміру цілі, N_D — кількість пар штрихів згідно з критерієм Джонсона, яка забезпечує ймовірність виконання певного завдання спостереження $P = 50\%$, $k = 2.7 + 0.7(N/N_D)$.

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

Завдання для спостереження	Кількість періодів міри	
	НАТО [7]	Монографія [3]
Виявлення	1.0	1.0
Орієнтація	—	2.5
Розпізнавання	3.0	4.0
Ідентифікація	6.0	8.0

Таблиця 2. Критерії дискримінації з використанням підходу Джонсона (гранична частота)

Рівень дискримінації	Призначення	1-D періодів уздовж критичного розміру N_{50}	2-D періодів уздовж критичного розміру N_{50}
Виявлення	ціль військового призначення присутня	1.0	0.75
Розпізнавання	клас розпізнавання, до якого належить ціль (танк, вантажівка або бронетехніка)	4.0	3.0
Ідентифікація	вказіть тип цілі (танк М1А, танк Т62, танк Т72)	8.0	6.0

Цю функцію було отримано в результаті великої кількості експериментальних польових досліджень. Наприклад, для ймовірності 50 % виконання різних завдань із спостережень цілі у табл. 1 [3] наведено середню кількість періодів міри Фуко. Ці дані часто називають критерієм Джонсона.

Ймовірність рівня спостереження (виявлення, розпізнавання або ідентифікація) визначається за допомогою цільової функції передачі ймовірності

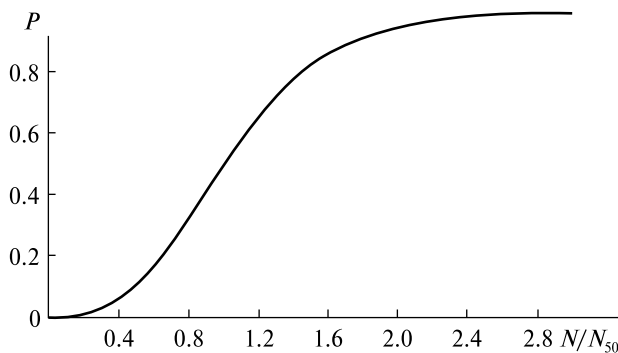


Рис. 3. Цільова функція передачі ймовірності $TTPF$

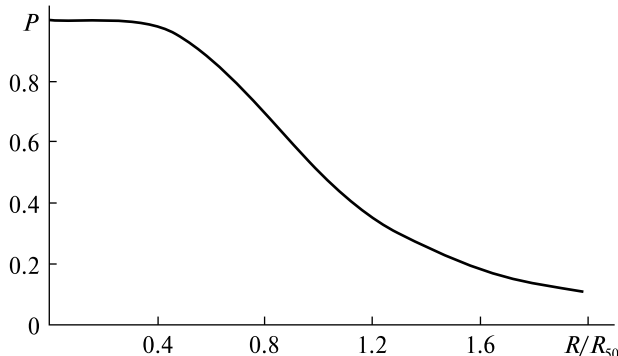


Рис. 4. Функція $TRTPF$: залежність ймовірності виконання завдання спостереження $P(R)$ від відстані R між ціллю і ТПСС

$TTPF$ і обирається із табл. 2 для ймовірності відповідного рівня $P(N_{50}) = 50\%$ [3].

Ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації потім визначається за допомогою $TTPF$ як [3]

$$P(N) = \frac{\left(\frac{N}{N_{50}}\right)^{2.7+0.7\left(\frac{N}{N_{50}}\right)}}{1 + \left(\frac{N}{N_{50}}\right)^{2.7+0.7\left(\frac{N}{N_{50}}\right)}} \quad (6)$$

Графік функції (6) наведено на рис. 3.

Аналогічно до цільової функції передачі ймовірності $TTPF$ пропонується ввести нову функцію передачі ймовірності по дальності до цілі (rang) (Target Rang Transfer Probability Function) $TRTPF$. Із системи рівнянь (3), (4) і (6) маємо функцію $P(R)$, яка має вигляд

$$P(R) = \frac{\left(\frac{R_{50}}{R}\right)^{2.7+0.7\left(\frac{R_{50}}{R}\right)}}{1 + \left(\frac{R_{50}}{R}\right)^{2.7+0.7\left(\frac{R_{50}}{R}\right)}} \quad (7)$$

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

На рис. 4 наведено графік функції (7). Для отриманої ймовірності $P(R)$ із графіка, що наведений на рис. 4, визначаємо відношення R_{50}/R .

3. МОДУЛЯЦІЙНА ПЕРЕДАВАЛЬНА ФУНКЦІЯ ТЕПЛОВІЗОРА

Мета цього розділу полягає в розробці методу визначення модуляційної передавальної функції тепловізора, до складу якого входять об'єкти,

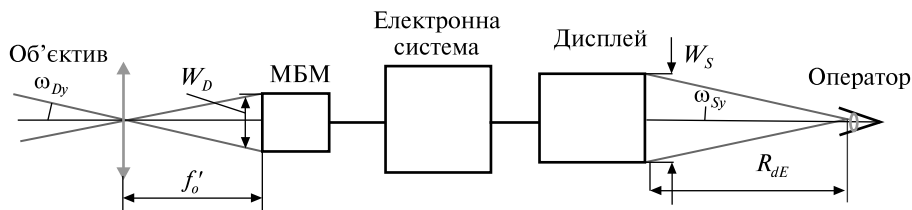


Рис. 5. Функціональна схема ТПСС

мікроболометрична матриця, електронна система і дисплей, що дозволить оптимізувати характеристики тепловізора для вирішення конкретної задачі спостереження.

Функціональну схему ТПСС наведено на рис. 5. Інфрачервоне випромінювання від об'єкта спостереження послаблюється в атмосфері і надходить до вхідної зіниці об'єктива. Об'єктив формує ІЧ-зображення об'єкта і фону на чутливій поверхні мікроболометричної матриці (МБМ). Електричний відеосигнал з МБМ обробляється електронною системою і надходить по каналу зв'язку на пульти керування дроном, дисплей якого формує на екрані зображення об'єкта у видимій області спектру.

Математичну модель ТПСС будемо розглядати в області частот (просторових і часових), вважаючи що вона є лінійною інваріантною системою. При цьому вважають, що об'єкт і фон випромінюють некогерентно, а кожен елемент ТПСС має свою модуляційну передавальну функцію. У цих умовах МПФ ТПСС M_s визначається добутком МПФ її окремих елементів: об'єктива, МБМ, електронного блоку та дисплея. Для одновимірного випадку маємо

$$M_s(v_y) = M_o(v_y)M_{Ds}(v_y)M_{Dt}(t)M_{El}(t)M_d(v_y), \quad (8)$$

де $M_o(v_x)$, $M_{Ds}(v_x)$, $M_{Dt}(t)$, $M_{El}(t)$ і $M_d(v_x)$ — МПФ об'єктива, МБМ, електронного блоку і дисплея відповідно.

Високоякісні об'єктиви без центрального екранування з діаметром вхідної зіниці D_{po} можна розглядати як дифракційно обмежені, МПФ яких визначається функцією [1]

$$M_o(v_x) = \begin{cases} \frac{2}{\pi}(\arccos x - x\sqrt{1-x^2}), & \text{якщо } 0 \leq x \leq 1, \\ 0, & \text{якщо } x > 1, \end{cases} \quad (9)$$

де

$$x = \lambda \frac{f'_o}{D_{po}} v_x.$$

Графік МПФ дифракційно обмеженого об'єктива наведено на рис. 6.

Для спрощення математичних перетворень апроксимуємо складну функцію (9) лінійною функцією

$$M_o(v_x) = \begin{cases} 1 - 1.218x, & \text{якщо } 0 \leq x \leq 0.821, \\ 0, & \text{якщо } x > 0.821. \end{cases} \quad (10)$$

Одновимірна просторова МПФ мікроболометричної матриці апроксимується функцією [8]

$$M_{Ds}(v_y) = \text{sinc}(W_D v_y) \text{sinc}(w_D v_y), \quad (11)$$

де W_D — період матричної структури, w_D — розмір чутливої площадки пікселя.

Часова МПФ МБМ є просторовим фільтром низьких частот, який апроксимується функцією [11]

$$M_{Dt} = \frac{1}{\sqrt{1 + 4\pi^2 t_D^2 f^2}}, \quad (12)$$

де t_D — постійна часу мікроболометра.

МПФ електронного блоку $M_{El}(t)$ моделюється фільтрами Баттерворта n -го порядку [1]. Сучасні

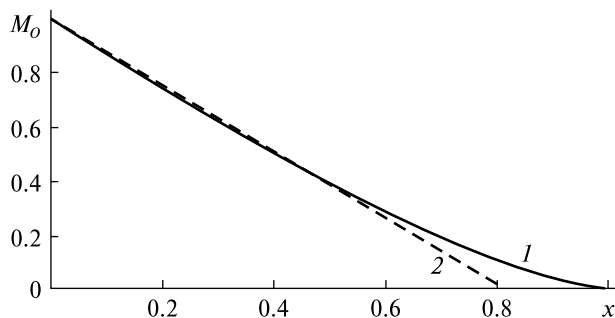


Рис. 6. МПФ дифракційно обмеженого об'єктива (графік 1) та її лінійна апроксимація (10) (графік 2)

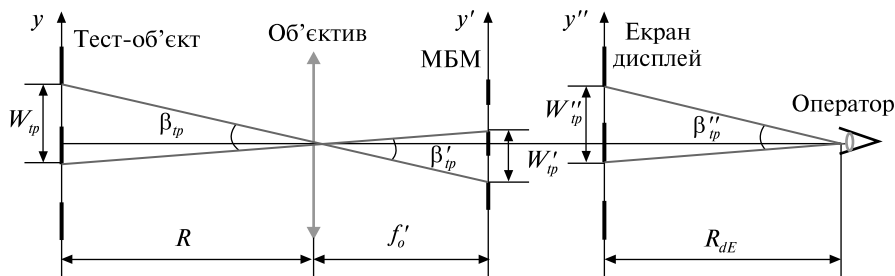


Рис. 7. Зв'язок між кутовими просторовими частотами у просторі спостереження v''_{ya} і просторі предметів v_{ya}

електронні блоки мають $M_{El}(f) \approx 1$ [7]. МПФ дисплея апроксимується функцією, аналогічною МПФ МБМ, тобто

$$M_D(v_y) = \text{sinc}(W_D v_y) \text{sinc}(w_D v_y). \quad (13)$$

Із наведеної на рис. 5 узагальненої схеми ТПСС видно, що МПФ об'єктива і МБМ визначаються в задній фокальній площині об'єктива, а МПФ дисплея — у площині екрана дисплея. Слід також відзначити, що у більшості випадків просторову частоту v_y визначають у просторі предметів і вимірюють у мрад⁻¹. Крім того, часові МПФ МБМ і електронного блоку залежать від часової частоти f .

Зв'язок між кутовою просторовою v_{ya} і часовою f частотами визначають співвідношенням [1]

$$f = \frac{\beta_D}{t_o} v_{ya}, \quad \text{Гц}, \quad (14)$$

де β_D — кутовий розмір пікселя матриці, t_o — час формування сигналу одним пікселем.

Встановимо зв'язок між кутовою просторовою частотою у просторі спостереження v''_{ya} і просторі предметів v_{ya} , використовуючи рис. 7. Нехай у площині предметів на відстані R від ТПСС розташовано міру Фуко з лінійним періодом W_{tp} . Тоді кутовий період і просторова частота визначаються як

$$\beta_{tp} = \frac{W_{tp}}{R}, \quad (15)$$

$$v_{ya} = \frac{1}{\beta_{tp}} = \frac{R}{W_{tp}}.$$

Об'єктив формує зображення міри Фуко з лінійним періодом W'_{tp} і кутовою просторовою

частотою

$$v'_{ya} = \frac{f'_o}{W'_{tp}} = \frac{R}{W_{tp}} = v_{ya}. \quad (16)$$

МБМ формує на екрані дисплея зображення міри Фуко з періодом W''_{tp} , яке спостерігає оператор, що перебуває на відстані R_{dE} від дисплея. Кутовий період цього зображення і кутова просторова частота визначаються як

$$\beta''_{tp} = \frac{W''_{tp}}{R_{dE}} \quad \text{і} \quad v''_{ya} = \frac{1}{\beta''_{tp}} = \frac{R_{dE}}{W''_{tp}}. \quad (17)$$

З урахуванням співвідношень (16) і (17) встановлюємо зв'язок між кутовими просторовими частотами у просторі спостереження v''_{ya} і просторі предметів v_{xa} :

$$v''_{ya} = \frac{R_{dE}}{W''_{tp}} = \frac{R_{dE}}{W'_{tp} \beta_{el}} = \frac{R_{dE}}{f'_o \beta_{el}} v_{ya}, \quad (18)$$

де $\beta_{el} = W''_{tp} / W'_{tp}$ — електронне збільшення ТПСС.

Кутове збільшення системи «ТПСС — оператор» визначають як (рис. 7)

$$\Gamma_s = \frac{\text{tg} \beta''_{tp}}{\text{tg} \beta_{tp}} \approx \frac{\beta''_{tp}}{\beta_{tp}} = \frac{W''_{tp}}{W'_{tp}} \frac{R}{R_{dE}} = \frac{W''_{tp}}{W'_{tp}} \frac{f'_o}{R_{dE}} = \frac{f'_o \beta_{el}}{R_{dE}}. \quad (19)$$

Тому співвідношення (18) можна подати у вигляді

$$v''_{ya} = \frac{v_{ya}}{\Gamma_s}. \quad (20)$$

Представимо МПФ окремих складових ТПСС у вигляді функцій, які залежать від кутової просторової частоти у просторі об'єкта (рис. 7).

МПФ об'єктива визначимо із функції (11), де

$$x = \lambda \frac{v_{ya}}{D_{po}}.$$

Тоді

$$M_o(v_{ya}) = \begin{cases} 1 - 1.218\lambda \frac{v_{ya}}{D_{po}}, & \text{якщо } 0 \leq v_{ya} \leq 0.821 \frac{D_{po}}{\lambda}, \\ 0, & \text{якщо } v_{ya} > 0.821 \frac{D_{po}}{\lambda}. \end{cases} \quad (21)$$

Просторову МПФ МБМ визначимо із функції (11), яку представимо у вигляді

$$M_{Ds}(v_{xa}) = \text{sinc}\left(\frac{W_D}{f'_o} v_{ya}\right) \text{sinc}\left(\frac{w_D}{f'_o} v_{ya}\right). \quad (22)$$

Часову МПФ МБМ визначимо із функції (12), яка з урахуванням співвідношення (16) матиме вигляд

$$M_{Dt}(v_{ya}) = \left[1 + 4\pi^2 \left(\frac{t_D}{t_o}\right)^2 \left(\frac{W_D}{f'_o}\right)^2 v_{ya}^2 \right]^{-0.5}. \quad (23)$$

Остаточну МПФ дисплея визначимо із функції (13), яка з урахуванням співвідношення (16) матиме вигляд

$$M_d(v_{xa}) = \text{sinc}\left(\frac{V_D}{f'_o \beta_{el}} v_{ya}\right) \text{sinc}\left(\frac{v_D}{f'_o \beta_{el}} v_{ya}\right). \quad (24)$$

Розглянемо приклад розрахунку МПФ ТПСС, яка має такі характеристики:

- об'єктив — фокусна відстань $f'_o = 70$ мм, діаметр входної зіниці $D_{po} = 70$ мм.
- МБМ — розмір пікселя $V_D = 17$ мкм, розмір чутливої площадки $v_D = 14$ мкм, розмір матриці $X_D = 6.8$ мм, постійна часу $t_D = 10$ мс, частота кадрів $f_f = 50$ Гц;
- дисплей — розмір пікселя $V_d = 17$ мкм, розмір кольорової групи пікселя $v_D = 15$ мкм, розмір екрана $X_d = 9.6$ мм.

На рис. 8 наведено модуляційні передавальні функції окремих складових ТПСС і його результуюча МПФ (8).

Аналіз функцій (8), (22)–(24) і їхніх графіків показав, що:

1. МПФ окремих складових визначаються, як правило, в різних місцях ТПСС: об'єктива і МБМ — в задній фокальній площині об'єктива; дисплея — у площині екрана дисплея. Часова МПФ залежить від часової частоти. При визна-

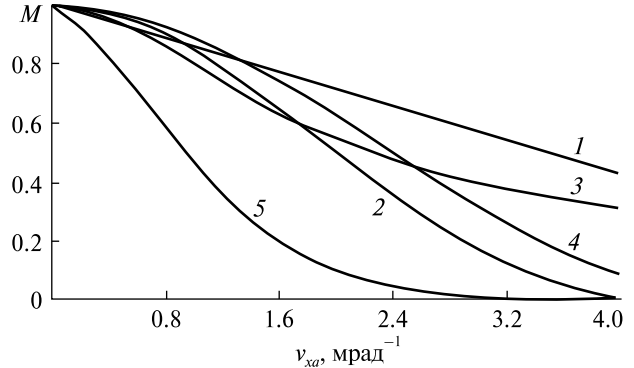


Рис. 8. Модуляційні передавальні функції ТПСС: 1 — МПФ об'єктива, 2 — просторова МПФ МБМ, 3 — часова МПФ МБМ, 4 — МПФ дисплея, 5 — сумарна МПФ ТПСС

ченні остаточної МПФ ТПСС необхідно, щоб усі МПФ складових каналу розглядались у певній площині або просторі. Для зручності практичного застосування пропонується МПФ усіх складових розглядати у просторі «об'єкт спостереження — ТПСС» як функції кутової просторової частоти.

2. Найбільший вплив на погіршення результуючої МПФ ТПСС $M_s(v_x)$ має просторова МПФ МБМ $M_{Ds}(v_{xa})$, яка визначається розміром пікселя. На частоті Найквіста $v_N = 2$ мм⁻¹ відбувається зниження контрасту за рахунок МБМ до 28 %, дифракційно обмеженого об'єктива до 71 %, дисплея до 62 %. При цьому сумарна МПФ ТПСС $M_s(v_N) = 0.095$.

3. Результуюча МПФ ТПСС добре апроксимується гауссовою функцією [11]

$$M_{s,ap}(v_{xa}) = \exp(-2\pi^2 r_{sa}^2 v_x^2), \quad (25)$$

де r_{sa} , мрад — кутовий радіус зображення точкового джерела випромінювання, яке спостерігає оператор на екрані дисплея.

Таким чином, ми пропонуємо розглядати МПФ тепловізора у просторі «об'єкт спостереження — ТПСС», що дозволяє розраховувати кутову роздільну здатність контрастно обмеженого ТПСС. Отримані аналітичні вирази МПФ окремих компонентів дозволяють оптимізувати характеристики ТПСС для вирішення конкретної задачі спостереження.

4. ПОРОГОВИЙ КОНТРАСТ СПРИЙНЯТТЯ ТЕПЛОВІЗІЙНОГО ЗОБРАЖЕННЯ

Здатність передбачити ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі як функція діапазону залежить від того, наскільки добре бачить людське око; це описано *пороговою функцією контрасту* (СТФ). Зображення видно на дисплеях, які працюють із обмеженою частотою кадрів, і через обмеження сенсора часто виникає шум дисплея. Це зумовлює вимогу визначити СТФ ока без шуму і модель, яка апроксимує цю функцію. Робота, описана тут, застосовується до будь-яких систем візуалізації незалежно від того, чи сприймають ці системи видиме або інфрачервоне випромінювання за умови, що система зображення створює відтінки сірого зображення, яке бачить людське око. Ми визначаємо функцію контрасту очей для будь-якого відтінку сірого дисплея (наприклад, плоска панель).

Поріг контрастності та метрика ТТР (Targeting Task Performance) — це здатність передбачити ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі. Вони характеризуються функцією порогового контрасту зображення СТФ (contrast threshold function) в залежності від просторової частоти зображення цілі на екрані дисплея, яке добре бачить людське око. На вигляд функції СТФ впливають частота кадрів і шуми дисплея. При визначенні порогового контрасту зображення ці фактори у більшості випадків не враховуються.

У монографії [3] розглянуто порогову функцію контрасту неозброєного ока, яке спостерігає

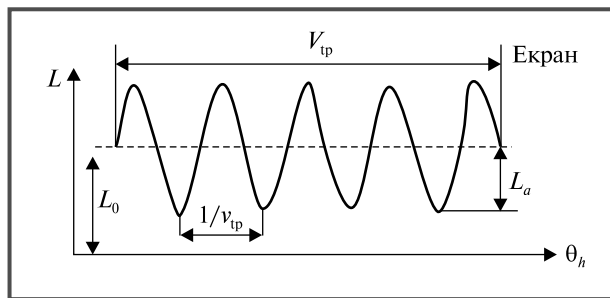


Рис. 9. Розподіл яскравості в зображенні тест-об'єкта на екрані дисплея для вимірювання функції порогового контрасту оператора: $V_{tp} \times W_{th}$ — розмір тест-об'єкта, v_{tp} — просторова частота тест-об'єкта

синусоїдальний малюнок на ідеальному дисплеї великих розмірів, в якому відсутні шуми.

Для визначення порогового контрасту зображення СТФ за допомогою комп'ютера синтезується тест-об'єкт у вигляді синусоїдального розподілу яскравості екрану, який є функцією кута θ_h з амплітудою L_a і середньою яскравістю L_0 (рис. 9).

$$L_{tp}(\theta_h) = L_0 + L_a \sin(2\pi v_{tp} \theta_h) \operatorname{rect}\left(\frac{\theta_h}{V_{tp}}\right) \operatorname{rect}\left(\frac{\theta_v}{W_{tp}}\right), \quad (26)$$

де просторова частота v_{tp} вимірюється у мрад^{-1} , а $\theta_h, \theta_v, V_{tp}$ і W_{tp} — в мрад.

Контраст тест-об'єкта визначається як

$$C_{tp}(v_{tp}) = \frac{L_{\max} - L_{\min}}{L_{\max} + L_{\min}}, \quad (27)$$

де L_{\max} і L_{\min} — максимальна і мінімальна яскравість дисплея. Із формули (26) маємо: $L_{\max} = L_0 + L_a$ і $L_{\min} = L_0 - L_a$.

Із рис. 9 видно, що C_{tp} лежить у межах від 0 до 1. Для фіксованого значення L_a , оскільки яскравість не може бути від'ємною, найменше значення L_0 дорівнює L_a , а це означає, що максимальне значення C_{tp} дорівнює 1. Для фіксованого значення L_0 найменше значення L_a дорівнює 0, а найменше значення C_{tp} дорівнює 0.

Процедура вимірювання СТФ полягає в наступному. Синусоїдальний тест-об'єкт випадковим чином відображається у верхній або нижній частині дисплея, а спостерігач повинен визначити, в якій частині дисплея з'явиться шаблон — у верхній чи нижній.

При заданих просторовій частоті v_{tp} і середній яскравості тест-об'єкта L_0 контраст тест-об'єкта зменшується шляхом зменшення L_a таким чином, щоб модульований сигнал був ледь помітним. Тест-об'єкт нульового контрасту випадково відображається у будь-якій половині екрану, а тест-об'єкт з ледь помітним контрастом — в іншій половині екрану. Спостерігач повинен вирішити, де перебуває модульований тест-об'єкт. У залежності від яскравості L_0 і просторової частоти v_{tp} визначається, яка частина екрана мала три чверті правильної відповіді. Це буде відповідати ймовірності виявлення 50 %.

Експериментально встановлено, що у випадку, коли розміри тест-об'єкта $V_{tp} \times W_{th}$ перевищують 15° , то функція порогового контрасту майже не залежить від розміру $V_{tp} \times W_{th}$.

Експериментальні дослідження свідчать про те, що пороговий контраст сприйняття зображення $C_{v,th}$ залежить від яскравості фону L_{sb} і кутових розмірів елемента розкладу зображення $\delta\omega_E$. Пороговий контраст $C_{v,th}$ різко змінюється зі збільшенням $\delta\omega_E$ до $10' \dots 20'$ і далі змінюється неістотно. Іноді вважають [11], що найоптимальнішим пороговим контрастом є величина $C_{v,th,opt} = 0.027$.

Для апроксимації порогового контрасту іноді використовують функцію, запропоновану Шулцем [13]:

$$C_{E,th}(v_x) = \frac{C_E}{\exp(-c_1 v_{ya}) - \exp(-c_2 v_{ya})}, \quad (28)$$

де $C_E = 0.01033$ — константа, $c_1 = 0.1138^\circ$, $c_2 = 0.325^\circ$, v_x , град $^{-1}$ — просторова частота. Під час дослідження ТПСС у більшості випадків просторову частоту вимірюють у мрад $^{-1}$. Причому $1 \text{ град}^{-1} = 0.01745 \text{ мрад}^{-1}$. У цьому випадку постійні коефіцієнти у формулі (28) матимуть значення $c_1 = 1.986 \text{ мрад}$ і $c_2 = 5.673 \text{ мрад}$.

5. АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ВІДСТАНІ ВІД ЦІЛІ ДО ТПСС ПРИ ВИКОНАННІ ЗАВДАННЯ СПОСТЕРЕЖЕНЬ З ПЕВНОЮ ЙМОВІРНІСТЮ НА ОСНОВІ ФУНКЦІЙ $TTPF$ І $TRTPF$

1. Визначаємо просторову частоту міри Фуко $v_{y,tp}$ графічним методом із рівняння

$$M_s(v_y) = C_{E,tp}(v_y), \quad (29)$$

яка забезпечує рівність МПФ ТПСС $M_s(v_y)$ і порогового контрасту $C_{E,tp}(v_y)$ у просторі об'єкта спостереження.

2. За формулою (4) розраховуємо кількість періодів N міри Фуко уздовж вертикального напрямку (критичного розміру цілі l_{cr}), де висота цілі l_{cr} вимірюється в метрах, відстань R до цілі — в кілометрах, а просторова частота міри $v_{y,tp}$ — у мрад (рис. 2).

3. За заданими температурами поверхні цілі T_t і фону T_b за формулою (1) розраховуємо температурний контраст $\Delta T = T_t - T_b$, який дорівнює температурному контрасту міри Фуко.

4. Температурний контраст ΔT зменшується за рахунок поглинання випромінювання в атмосфері за законом Бугера — Ламберта, але при надходженні до вхідної зіниці об'єктива за умови перевищення його порогового контрасту він не впливає на просторове розділення ТПСС.

5. Згідно із критерієм Джонсона для ймовірності виконання завдання спостереження 50 % із табл. 2 визначаємо кількість періодів міри уздовж критичного розміру цілі: для виявлення — $N_{d,50} = 1$, $N_{r,50} = 3$, $N_{i,50} = 6$.

Для визначеної кількості періодів N міри Фуко за формулою (6) для функції $TTPF$ або її графіка (рис. 3) визначаємо ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі.

6. Із формули (4) знаходимо відстані до цілі, на яких виконується завдання спостереження з ймовірністю 50 %:

$$R_{50} = v_{y,tp} \frac{l_{cr}}{N_{50}}. \quad (30)$$

Для визначеної відстані до цілі для виконання завдання спостереження з певною ймовірністю за формулою (7) для функції $TRTPF$ або її графіка (рис. 4) визначаємо відстані виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі.

6. ПРИКЛАД РОЗРАХУНКУ

Для практичного застосування запропонованого методу визначення ймовірності виявлення, розпізнавання та ідентифікації розглянемо ТПСС, яка має такі характеристики.

- Тепловізор — об'єктив: фокусна відстань $f'_o = 70 \text{ мм}$, діаметр вхідної зіниці $D_{po} = 70 \text{ мм}$, мікроболометрична матриця: формат матриці 320×240 пкл, розмір пікселя $V_D = 17 \text{ мкм}$, постійна часу $t_D = 10 \text{ мс}$, частота кадрів $f_f = 50 \text{ Гц}$; дисплей: розмір пікселя $v_D = 15 \text{ мкм}$, розмір екрана $Y_d = 7.2 \text{ мм}$.

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

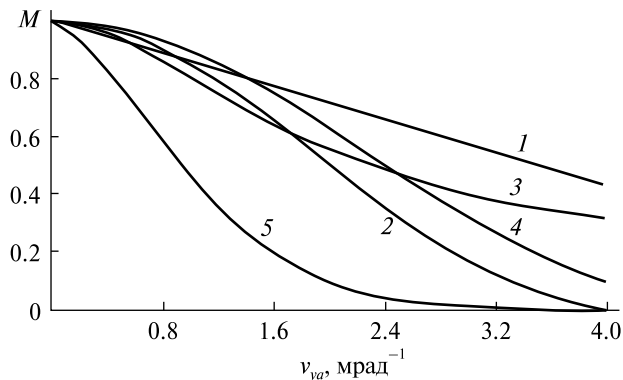


Рис. 10. Модуляційні передавальні функції: 1 — МПФ об’єктива, 2 — просторова МПФ МБМ, 3 — часова МПФ МБМ, 4 — МПФ — дисплея, 5 — сумарна МПФ ТПСС

• Умови спостережень: зміна початкового температурного контрасту ΔT_o між об’єктом і заднім фоном унаслідок послаблення випромінювання в атмосфері враховується законом Бугера — Ламберта (2), який має вигляд

$$\Delta T(R) = \Delta T_o \exp(-\kappa_A R), \quad (31)$$

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

Послідовність розрахунків наступна.

1. За формулами (10)—(12) і (8) розраховуємо МПФ об’єктива, просторову і часову МПФ МБМ, дисплея і сумарну МПФ ТПСС у просторі цілі, використовуючи формулу (12). Графіки цих функцій наведено на рис. 10.

2. За формулою (28) визначаємо пороговий контраст у просторі об’єкта, враховуючи зв’язок між просторовими частотами у просторах оператора і об’єкта спостереження, який визначається співвідношенням (18). Тоді пороговий контраст буде визначатися за формулою

$$C_{E,th}(v_{ya}) = \frac{C_E}{\exp(-1.986v''_{ya}) - \exp(-5.673v''_{ya})} = \frac{C_E}{\exp\left(-1.986 \frac{R_{dE}}{f'_O \beta_{El}} v_{ya}\right) - \exp\left(-5.673 \frac{R_{dE}}{f'_O \beta_{El}} v_{ya}\right)}, \quad (32)$$

де кутова просторова частота v_{ya} вимірюється в мрад^{-1} .

З умови знаходимо:

• фокусну відстань об’єктива $f'_o = 70 \text{ мм}$,

• електронне збільшення $\beta_{el} = \frac{W''_{tp}}{W'_{tp}} = \frac{7.2}{4.08} = 1.76$,

• оптимальну відстань між екраном дисплея і оператором [11] $R_{dE} = 6Y_d = 43.2 \text{ мм}$.

Для цих параметрів розрахункова формула (32) матиме вигляд

$$C_{E,th}(v_{ya}) = \frac{0.01033}{\exp(-0.696v_{ya}) - \exp(-1.972v_{ya})}. \quad (33)$$

3. Підставляємо сумарну МПФ ТПСС і пороговий контраст (33) до рівняння (29). У точці перетину графіків функцій $M_s(v_{ya})$ і $C_{E,th}(v_{ya})$ визначаємо просторову частоту міри Фуко $v_{y,tp} = 2.2 \text{ мрад}^{-1}$.

4. За формулою (4) розраховуємо максимальну кількість періодів міри Фуко N , що розрізняються уздовж критичного розміру цілі l_{cr} . Наприклад, для відстані до тест-об’єкта $R = 1.7 \text{ км}$ маємо $N = 3$.

5. Згідно із критерієм Джонсона для ймовірності виконання завдання спостереження 50 % із табл. 2 визначаємо кількість періодів міри уздовж критичного розміру цілі: для виявлення — $N_{d,50} = 1$; для розпізнавання — $N_{r,50} = 3$; для ідентифікації $N_{i,50} = 6$.

Для визначеної кількості періодів $N = 3$ міри Фуко за формулою (6) для функції $TTPF$ або її графіка (рис. 3) визначаємо ймовірність виявлення, розпізнавання або ідентифікації цілі: $P_d = 99 \%$, $P_r = 50 \%$, $P_i = 10 \%$.

6. Із формули (4), яку представимо у вигляді

$$R_{50} = v_{y,tp} \frac{l_{cr}}{N_{50}}. \quad (34)$$

розраховуємо відстані від ТПСС до цілі, при якій виконується певне завдання спостереження з ймовірністю 50 % згідно критерію Джонсона: $R_{d,50} = 5.0 \text{ км}$, $R_{r,50} = 1.7 \text{ км}$, $R_{i,50} = 0.84 \text{ км}$.

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

визначити ймовірності: виявлення — $P_d = 0.99$, розпізнавання — $P_r = 0.5$, ідентифікації $P_i = 0.1$.

ВИСНОВКИ

Розроблено більш досконалий (зручний) метод і алгоритм розрахунку ймовірності виявлення, розпізнавання і ідентифікації об'єкта (цілі) тепловізійною системою спостереження на заданій дальності, в основі якого лежить критерій Джонсона і пороговий контраст сприйняття оператором зображення на екрані дисплея, а також функцій $TTPF$ (6) і $TRTPF$ (7).

Запропоновано в розробленій моделі тепловізора використовувати критерій Джонсона відповідно до стандарту НАТО 4347, апроксимацію Шульца порогового контрасту сприйняття оператором зображення на екрані дисплея. Тепловізор розглядається як лінійна інваріантна система в кутових просторових частотах у просторі об'єкт — ТПСС. Запропонований алгоритм дозволяє оперативно розрахувати ймовірність виявлення, розпізнавання та ідентифікації цілі контрастно обмеженою тепловізійною системою безпілотної.

REFERENCES

1. *Definition of nominal static ranger performance for thermal imaging systems* (1995). STANAG 4347.
2. Dobrovols'ka K. V., Kolobrodov V. H., Mykytenko V. I., Tiahur V. M. (2018). *Increasing the spatial resolution of space microbolometric cameras*. Kyiv: Vik print. 223 p.
3. Driggers R. G., Friedman M. H., Devitt J. W., Fuxhi O., Singh A. (2002). *Introduction to infrared and electro-optical systems* (3rd ed.). Artech House, 712 p.
4. Driggers R. G., et al. (2021). Simple target acquisition model based on FI/d. *Opt. Eng.*, **60** (2).
5. Holst G. C. (2008). *Electro-optical imaging system performance* (5th ed.). Winter Park, Florida: JCD Publishing, 502 p.
6. Kaplan H. (2010). *Practical applications of infrared thermal sensing and imaging equipment* (3rd ed.). Washington, USA: SPIE Press, 192 p.
7. Keßler S., Galb R., Wittenstein W. (2017). TRM4: Range performance model for electro-optical imaging Systems. Fraunhofer Institute of Optronics, System Technologies and Image. *Proc. of SPIE.*, **10178**, 101780P.
8. Kolobrodov V. G. (2019). Modulation transfer function of the thermal imaging monocular. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika. Radioaparobuduvannia*, 74—78.
9. Kolobrodov V. G. (2022) The influence of the probability of object recognition by a thermal imager on the maximum observation range. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika Radioaparobuduvannia*, **88**, 77—85 [In Ukrainian].
10. Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Mykytenko V. I., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. (2017). Calculation model for optoelectronic remote sensing system's radiometric resolution at arbitrary viewing angles. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika Radioaparobuduvannia*, **69**, 30—34.
11. Kolobrodov V. H., Lykholit M. I. (2007). *Design of thermal imaging and television surveillance systems*. Kyiv: NTUU KPI, 364 p.
12. Kolobrodov V. H., Lykholit M. I., Tiahur V. M., Pinchuk B. Yu. (2021). Image distortion in Earth remote sensing systems at arbitrary viewing angles. *Space Science and Technology*, **27** (3), 51—65.
13. Melamed R., Yitzhaky Y., Kopeika N. S., Rotman S. R. (1998). Experimental comparison of three target acquisition models. *Opt. Engineering*, **37** (7), 1902—1913.
14. Peri'c D., Livada B., Peri'c M., Vuji'c S. (2019). Thermal imager range: Predictions, expectations and reality. Vlatacom Institute, 11070 Belgrade, Serbia, *Sensors* 2019, 19, 3313.
15. Ratches J., Vollmerhausen R., Driggers R. (2001). Target acquisition performance modeling of infrared imaging systems: Past, present, and future. *IEEE Sensors J.*, **1** (1), 31—40.
16. Teaney B. P. (2012). Human target acquisition performance. *Proc. SPIE.*, **8355**.
17. Teaney B., Reynolds J. (2010). Next generation imager performance mode. *Proc. SPIE, Infrared Imaging Systems: Design, Analysis, Modeling, and Testing*, **21**, 7662.
18. Vollmer M., Mollman K.-P. (2018). *Infrared thermal imaging. Fundamentals, research, and applications* (2nd ed.). Wiley — VCH, Weinheim, Germany, 788 p.
19. Zeng Y., Zhang R., Lim T. J. (2016). Wireless communications with unmanned aerial vehicles: Opportunities and challenges. *IEEE Communications magazine*, **54** (5), 36—42.

Стаття надійшла до редакції 29.05.2023

Після доопрацювання 11.07.2023

Прийнято до друку 14.07.2023

Received 29.05.2023

Revised 11.07.2023

Accepted 14.07.2023

*V. G. Kolobrodov*¹, Professor, Dr. Sci. in Tech., Professor

*M. I. Lykholit*², Advisor to the acting Director – Chief Designer, Corresponding Member of NAS of Ukraine, Dr. Sci. in Tech., Docent

V. M. Tiagur^{1,2}, Deputy Chief of Scientific and Technical Complex – Chief Designer of Division, Docent, Dr. Sci. in Tech., Docent

*I. O. Vasylovskya*¹, Senior Lecturer, Ph. D. in Tech

*M. S. Kolobrodov*¹, Researcher, Ph. D. in Tech

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

37 Beresteiskyi Ave., Kyiv, 03056 Ukraine

² Special Device Production State Enterprise “Arsenal”

8 Prince Ostrozki Str., Kyiv, 01010 Ukraine

PROBABILITY OF TARGET DISCRIMINATION BY THE CONTRAST-LIMITED THERMAL VISION SYSTEM OF A UAV

Equipping modern unmanned aerial vehicles (UAVs) with thermal imaging cameras expands their potential utilization in various environmental conditions, enabling efficient aerial reconnaissance and execution of combat-related tasks. The primary objectives for target discrimination encompass detection, recognition, and identification. However, existing methods and algorithms for determining the probability of distinguishing targets do not offer an efficient and swift means of calculating these probabilities based on the target’s distance.

This article aims to develop a novel method for calculating the probability of detecting, recognizing, and identifying an object (target) using a thermal imaging surveillance system. The proposed approach involves an improved algorithm that utilizes the Johnson criterion, as per the NATO standard 4347, the Schultz approximation of the threshold contrast for the operator’s perception of the image on the display screen, and incorporates the objective function of probability transfer along with probability transfer functions based on the target’s distance. An example illustrating the calculation of the target discrimination probability is included to provide clarity. With the suggested algorithm, the probability of detecting, recognizing, and identifying the target through the contrast-limited thermal imaging system of the drone can be rapidly calculated.

Keywords: unmanned aerial vehicle with a thermal imaging camera, probability of detecting, recognizing, and identifying the target, target range, threshold contrast perception, probability transfer function based on the target distance.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.033>

УДК 629.7.01-048.78(047.31)

О. О. ВАМБОЛЬ¹, канд. техн. наук, доцент, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1719-8063>

E-mail: olexii.vambol@khai.edu

І. В. КАЛУЖИНОВ¹, канд. техн. наук, пров. наук. співроб.

SCOPUS: <https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=57221046997>

E-mail: kaluzhynov@gmail.com

К. П. БАРАХОВ¹, канд. техн. наук, доцент

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1714-7917>

E-mail: kpbarakhov@gmail.com

А. В. КОНДРАТЬЄВ², д-р техн. наук, професор, професор

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

E-mail: kondratyev_a_v@ukr.net; andrii.kondratiev@kname.edu.ua

¹Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «ХАІ»

вул. Чкалова 17, Харків, Україна, 61070

²Харківський національний університет міського господарства імені О. М. Бекетова

вул. Маршала Бажанова 17, Харків, Україна, 61002

ОГЛЯД І АНАЛІЗ СУЧАСНИХ КЕРОВАНИХ СИСТЕМ ТОЧНОГО ПОВІТРЯНОГО ДЕСАНТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

На сьогоднішній день є актуальним розроблення систем забезпечення доставки на спеціальні майданчики приземлення таких об'єктів ракетно-космічної техніки, що підлягають порятунку або повторного використання. До таких об'єктів відносяться ракетні двигуни або прискорювачі перших ступенів ракет-носіїв. Застосування традиційних парашютних систем не завжди забезпечує необхідну ймовірність виконання польотного завдання, що суттєво збільшує ризик виникнення небезпечних ситуацій для населення та наземної інфраструктури.

В статті проведений аналіз існуючих керованих систем точного повітряного десантування. Розглянуто конструктивні особливості різних типів керованих систем точного повітряного десантування вантажів та їхніх технічні характеристики. Визначено головні недоліки та сильні сторони розглянутих керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

Грунтуючись на проведеному аналізі розроблено типову конструктивну схему для представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Показано, що проведення експериментальних випробувань розробленої типової конструктивної схеми з використанням фізичної динамічно подібної моделі є найбільш ефективним і раціональним.

Розроблено динамічно подібну модель для проведення відпрацювання система автоматичного керування, а також для проведення експериментальних досліджень конструкції керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

Обговорюються перспективи подальших досліджень, спрямованих на розроблення сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів за рахунок використання експериментальної системи для відпрацювання модифікацій компонування і конструкцій базової моделі з використанням принципу масштабування за теорією подібності.

Ключові слова: парашютна система, система точної повітряної доставки вантажів, конструктивна схема, динамічно подібна модель.

Цитування: Вамболь О. О., Калужинів І. В., Барахов К. П., Кондратьєв А. В. Огляд і аналіз сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів. *Космічна наука і технологія*. 2023. 29, № 5 (144). С. 33—50. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.033>

© 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/>)

1. ВСТУП

Одним із найбільш важливих показників ракет-носіїв космічного призначення як транспортного засобу є питома вартість виведення корисного навантаження на цільову орбіту, що безпосередньо залежить від витрат на виготовлення ракет-носіїв [23, 34]. Одним з найефективніших шляхів мінімізації вартості ракет-носіїв є повторне використання їхніх коштовних елементів [10, 35, 39]. Скорочення фінансових витрат, що отримуються від порятунку та повторного використання таких елементів ракетно-космічної техніки, як ракетних двигунів або прискорювачів першого ступеня ракет-носіїв, створює умови для розробки систем, здатних забезпечувати доставку таких вантажів на спеціальні майданчики приземлення [9, 10, 24, 33]. Повернення на землю таких об'єктів суттєво збільшує ризик виникнення небезпечних ситуацій для населення та наземної інфраструктури [13, 16, 40]. З метою зменшення ризиків для людей та майна необхідно забезпечити максимальну вертикальну швидкість приземлення для систем високоточної доставки вантажів — не більше 5 м/с [41]. За допомогою балістичних розрахунків траєкторії повернення космічних апаратів, що рятуються, можна визначити тільки у встановлених допусках [27]. Тому розрахункова точка для введення парашутної системи завжди відома приблизно [14, 29]. Відповідно парашутна система повинна мати достатню здатність до планування та подолання впливів вітру для точного приземлення на заданий посадковий майданчик.

У багатьох країнах, зокрема і в Україні, ведуться роботи зі створення системи високоточного повітряного десантування вантажів. В іноземній літературі ці системи отримали загальне найменування: системи точної наведеної повітряної доставки вантажів — “Guided Precision Aerial Delivery System” (GPADS).

Використання аеродинамічних парашутів дозволяє безпечно здійснювати десантування з великої висоти та на значній відстані [5, 6, 31, 32]. Використовуючи глобальні навігаційні системи позиціонування (GPS) було досягнуто високої точності спуску вантажів, на даний мо-

мент кругове імовірне відхилення становить не більше 100 м. Збройні сили провідних країн вже визнають перевагу керованих систем точного десантування у поповненні передових військових підрозділів або окремих груп. Десантування вантажів з великої висоти понад 9000 м дає можливість частково або навіть повністю уникнути входу в зону ураження ППО противника. Крім того, можливість скидання вантажів на значному віддаленні понад 10 км дозволяє здійснювати десантування вантажів не розкриваючи точного наземного розташування власних військ та позицій на землі. Застосування певних парашутних систем є корисним, оскільки алгоритми автопілота автономних керованих пілотних одиниць здатні компенсувати місцеві вітри під час польоту та здійснювати точне керування до запрограмованого пункту призначення.

2. АНАЛІЗ ПРОБЛЕМИ І ПОСТАНОВКА ЦІЛЕЙ ДОСЛІДЖЕННЯ

На сьогоднішній день застосування традиційних парашутних систем не завжди забезпечує необхідну ймовірність виконання польотно-го завдання: десантування вантажів в гірських умовах, в районах зі складним рельєфом місцевості, лісах, в умовах складних метеорологічної ситуації та під час природних й техногенних катастроф. Звичайно, некеровані парашутні системи сильно залежать від погодних умов і відрізняються невисокою точністю приземлення. Успішність виконання місії вимагає високої точності десантування, яка може бути забезпечена керованою системою точного повітряного десантування вантажів для широкого спектру вантажів (від 0.1 до 3 т).

Керовані системи точного повітряного десантування вантажів — це автономні транспортні засоби, які десантуються з борту авіаційного транспортного засобу під керованим круглим парашутом або прямокутним куполом парашути. Такі системи активно використовуються збройними силами провідних країн світу найчастіше як спосіб тилового забезпечення бойових підрозділів, а також при проведенні гуманітарних й рятувальних операцій. Вони є сучасним продуктом еволюції методів повітряної доставки

або десантування, які набули широкого поширення під час Другої світової війни.

Слід зазначити, що керовані системи точного повітряного десантування вантажів можуть використовуватись під час виконання місій у важкодоступних районах, які характеризуються важкими інфраструктурно-кліматичними обмеженнями (широкий діапазон метеорологічних умов та температури навколишнього середовища, вологість та атмосферний тиск, сильний поривчастий вітер, висока хмарність та опади, низька видимість, грози), складним рельєфом чи слабкорозвиненістю інфраструктури. Зазвичай такі умови не дозволяють застосовувати наземний транспорт або стандартну доставку повітрям авіацією зі здійсненням посадки у точці призначення, тому необхідне формування методології розвитку та функціонування транспортної авіаційної мобільності у важкодоступних районах.

Потреба у спеціалізованих авіаційних системах, що розробляються для доставки вантажів у важкодоступні райони, актуальна у багатьох сферах застосування: запобігання аварійним техногенним ситуаціям, розташованих у гірських районах, доставка вантажів у райони стихійних лих, у гарячі точки, оперативне постачання продуктів харчування, інших товарів споживання та медикаментів, обладнання для наукових досліджень, запчастин для ремонту тощо.

Парашутні системи на основі планувальних парашутів оснащуються системами стабілізації положення вантажу та системами дистанційного керування (RCS — Remote Control Systems). Сучасні перспективні системи керування з використанням штучного інтелекту на основі нейронних мереж дозволяють досягти дуже високої точності посадки вантажу. Застосування системи взаємного обміну даними між парашутними системами (так звана система “Рій”) дозволить з високою точністю здійснювати десантування групи вантажів. Також процес доставки вантажу може включати застосування пристроїв для пошуку вантажу, а певна конструкція забезпечить надійність приземлення вантажу.

У світлі сказаного вище цілями нашого дослідження будуть:

1. Аналіз характеристик сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

2. Розроблення на базі результатів проведеного аналізу типової конструктивної схеми для представника сімейства керованої системи точного повітряного десантування вантажів.

3. АНАЛІЗ ТА УЗАГАЛЬНЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК СУЧАСНИХ КЕРОВАНИХ СИСТЕМ ТОЧНОГО ПОВІТРЯНОГО ДЕСАНТУВАННЯ ВАНТАЖІВ

Розробкою і технологією створення керованих систем точного повітряного десантування вантажів на сьогоднішній день займається обмежене число країн світу: США, Франція, Німеччина, Канада, Росія і Китай. Як правило, передові розробки в цьому напрямку є закритими. Регулярне застосування подібних систем Збройними силами США відоме з 2008 року і здійснювалось при проведенні військових операцій в Афганістані, Іраку та Сирії. Сучасні керовані системи точного повітряного десантування вантажів досягли високого ступеня точності при наведенні на нерухомих ціль на суші. У недавніх конфліктах в Іраку та Афганістані ВПС США та армія США поклалися на повітряну доставку для поповнення запасів передових оперативних баз, які були широко розосереджені по регіону операцій і часто перебували на пересіченій місцевості.

Компаніями “Boeing” та “Vertigo”, а також ВПС США було розроблено і запропоновано низьковитратну керовану систему десантування (AGAS) (рис. 1).

Цей проект містить низьковитратне командне керування, систему наведення та навігації десантування. Основною метою проекту AGAS є розміщення системи командного керування в класичних вантажних парашутах круглого типу та у стандартному вантажному контейнері. Конструктивно концепт включає в себе застосування модуля GPS та давачів напрямків, а також блоку маршрутизації. Крім того, у проекті було реалізовано впровадження приводу пневматичних штучних м'язів. Навігаційна система і модуль керування підключаються до стандартної вантажної платформи



Рис. 1. Керована система десантування AGAS 2000 [18]



Рис. 2. Парашан з подвійною обшивкою [20]

Як було заявлено, система AGAS 2000 може забезпечити десантування корисного навантаження в одну тону, крім того, кругове імовірне відхилення становить до 220 м у випадку, коли використовуються запрограмовані дані (профіль місцевості, швидкість польоту, метеорологічні дані). При цьому кругове імовірне відхилення

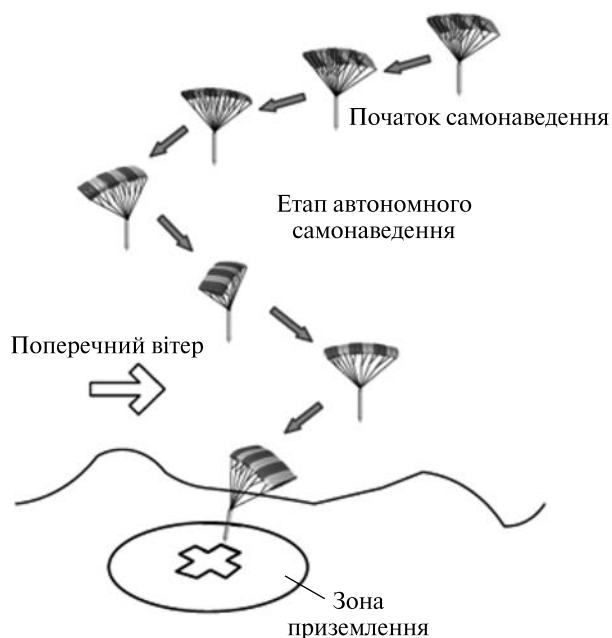


Рис. 3. Принцип застосування висотної парашано-ракетної системи автономного наведення [15]

суттєво зменшується до 40 м, коли система використовує й обробляє дані в режимі онлайн [18].

Керована система точного повітряного десантування вантажів застосовується у автономній високопланувальній повітряній системі доставки. Так, наприклад, є система [20], що складається з прямокутного парашана з подвійною обшивкою площею 200 м² та корисного навантаження 230 кг (рис. 2).

Застосовується аналіз оптимального керування для побудови траєкторій в реальному часі. Отримана в результаті система наведення та керування включає відстеження цієї опорної траєкторії з використанням нелінійного контролера стеження.

На основі принципу максимуму Понтрягіна синтезовано оптимальну стратегію керування системою доставки корисного навантаження парашана "Pegasus". Разом з надійним алгоритмом прямування траєкторією це дозволило успішно розробити і змодельовати повний алгоритм наведення та керування [20].

Застосування керованих систем точного повітряного десантування вантажів можливе й для ракетної техніки (рис. 1–3). Запропоновано



Рис. 4. Керована висотна система десантування (GPHAR) [10]: *а* — розкрита керована висотна система десантування, *б* — зібрана керована висотна система десантування

стратегію автономного наведення для висотної парaplано-ракетної системи, яка враховує постійний і змінний у часі вітер [15]. Було розроблено новий алгоритм генерації траєкторії наведення на велику висоту, де енергоспоживання нижче, ніж для наявного алгоритму. Крім того, було вдосконалено адаптивний закон наведення для збільшення швидкості збіжності помилки слідування траєкторією. Результати моделювання підтверджують ефективність стратегії автономного самонаведення. Однак для подальшої перевірки ефективності запропонованого методу необхідно провести певні дослідження та випробування. Необхідно розглянути можливість застосування автономного виконавчого механізму [11]. Крім того, комунікацію системи необхідно враховувати під час процесу автономного наведення [8].

У рамках програми NASA “Flight Opportunities Program” (FOP) було успішно проведено випробування системи керованого парaplана [10]. Керована система десантувалася з висоти близько 17.5 км, загальна маса системи становила 100 кг, а площа парaplана — 21 м². Ця програма мала низку цілей, а саме: дослідити поведінку керованої системи у висотному діапазоні польоту;

відпрацювати технологію, пов’язану з розгортанням та польотом парaplана на висоті понад 7.5 км над рівнем моря (рис. 4). Проведені дослідження дозволяють надалі використовувати дану систему для космічних апаратів, що повертаються. Вирішувалися три основні технічні задачі: успішне розгортання парaplана; досягнення стабільного встановленого режиму польоту, демонстрація стабільного і передбачуваного відгуку на керівні впливи блоку керування. У ході випробувань усі три завдання було виконано успішно. Система була успішно випущена, а потім було здійснено спуск за сценарієм, після якого система перейшла до автономного спуску (рис. 5).

Спуск за сценарієм являв послідовність лівих і правих поворотів, які повторювалися до переходу в автономний спуск на висоті близько 3.5 км над рівнем моря. Дані, зібрані під час польоту, включали дані GPS, інерційні та контрольні дані, зареєстровані на борту бортового блоку керування, відео високої чіткості та атмосферні дані метеорологічного зонда. Отримані дані дозволили зробити ряд висновків щодо льотних характеристик, пов’язаних із польотом на парaplані на великій висоті.

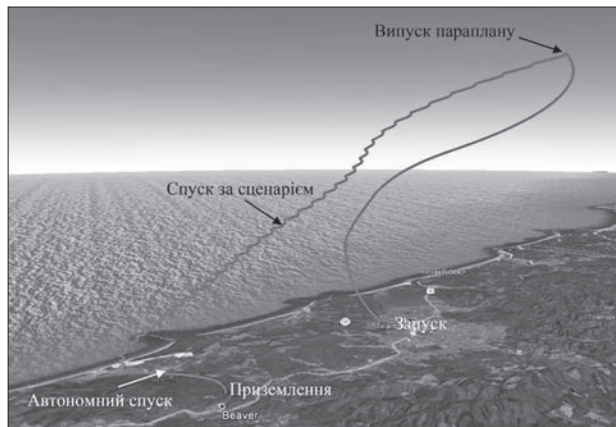


Рис. 5. Траекторія польоту системи (GPHAR) [10]



Рис. 6. Система Onyx ML з імітацією корисного навантаження максимальною масою (70 кг) [30]



Рис. 7. Американська керована система десантування вантажів JPADS [2]

Система “Onyx Micro Light” (Onyx ML) — це система, яка належить до систем “The Joint Precision Airdrop Systems Micro Light Weight” (JPADS-MLW) [30]. Її було розроблено з метою задоволення вимог точного десантування для дистанційної медичної підтримки та евакуації “The Joint Medical Distance Support and Evacuation” (JMDSE) (рис. 6).

Програма JMDSE забезпечує підтримку поранених на полі бою за допомогою високоточного медичного постачання, телемедицини, а також для зв'язку з полем бою та автоматизованих систем підтримки, евакуації поранених на полі бою. Onyx ML має здатність доставляти медичні вантажі, давачі або роботи вагою від 4.5 до 70 кг з різних пілотованих та безпілотованих платформ та систем. Onyx ML, як зазначають виробники, є повністю автономною та недорогою системою, виключно простою в експлуатації.

Всю систему може упакувати, змонтувати та запрограмувати один монтажник менш як за 30 хв. Одна система підвіски/контейнера та бортовий блок керування (AGU) можуть використовуватись з навісами різних розмірів [30].

Здебільшого американські системи JPADS застосовуються для постачання підрозділів спеціального призначення при несприятливих для польотів авіації умовах (низька хмарність, обмежена видимість) [1, 3, 7, 19, 21]. Перше бойове застосування системи JPADS відбулось у серпні 2006 р. в Афганістані. Систему JPADS отримали і Збройні Сили України та успішно випробували на полігоні під час показових випробувань нових зразків повітрянодесантної техніки іноземного виробництва для дорядження вантажів (рис. 7) [2].

Системи десантування вантажів JPADS дозволяють здійснювати десантування вантажів з висоти до 7500 м та в залежності від системи максимальна вага може бути 900 кг або 4500 кг. Десантування вантажу у повітрі від його точки приземлення може сягати до 25 км, а це в свою чергу надає можливість літаку проводити десантування не заходячи в зону засобів протиповітряної оборони. При цьому під час десантування декількох вантажів вони можуть приземлятися на відстані у 150 м один від одного з точністю до 80 % (рис. 8) [2].

Точна навігація система наведення JPADS використовує військові дані GPS, в ході польоту у режимі реального часу відбувається його коригування в залежності від погодних умов.

Свого часу дослідницький центр солдатського спорядження армії США висловив потребу у передових системах керованого десантування вантажів. Особливий інтерес був пов'язаний із програмою десантування важких корисних вантажів з великої висоти з використанням автономного наведення, навігації та контролю. В основі технічного підходу до цих вимог лежить поєднання двох відомих технологій:

1) використання парашуана з великою площею, розробленого компанією “Pioneer Aerospace”, який використовувався у програмі NASA “Advanced Recovery Systems”(ARS);

2) застосування системи навігації, наведення та контролю ORION™ на основі GPS. Система була розроблена компанією SSE Inc. для невеликих парашанів. Комбінація цих двох технологій була центральною частиною програми випробувань “The Guided Parafoil Air Delivery System” (GPADS). Основна мета програми полягала в тому, щоб продемонструвати придатність системи “Advanced Recovery Systems” (ARS) для стабілізації, уповільнення та точного приземлення широкого спектру військових корисних навантажень на попередньо вибраних майданчиках. Описано базу послідовність подій тесту на падіння для програми GPADS. Було зроблено зміни до конфігурації системи ARS і послідовності операцій, для її адаптації до військових потреб десантування. Модифікація включає безпосереднє розгортання крила парашуана за допомогою парашута, включення універсального відокремлюваного кріплення, інтеграцію автономного наведення та контролю на основі GPS, а також включення більшого крила парашуана для збільшення вантажопідйомності [37].

У Нідерландах компанія “Dutch Space” у співпраці з Національною аерокосмічною лабораторією NLR розробила систему точної доставки вантажів масою від 100 до 1000 кг. Для різних вагових категорій використовується парашутна система з повітряним потоком, що набігає. Запропонована система десантування використо-

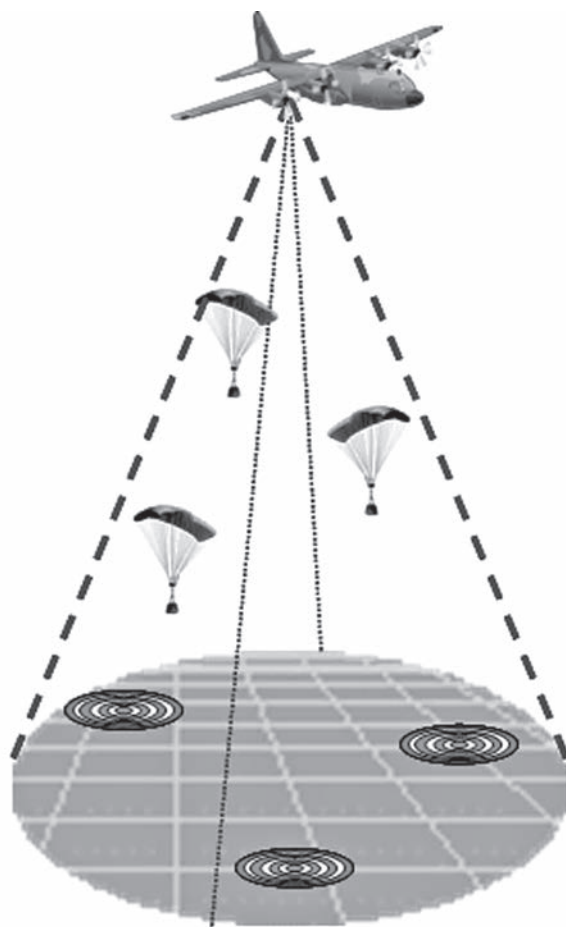


Рис. 8. Парашутна система JPADS [2]

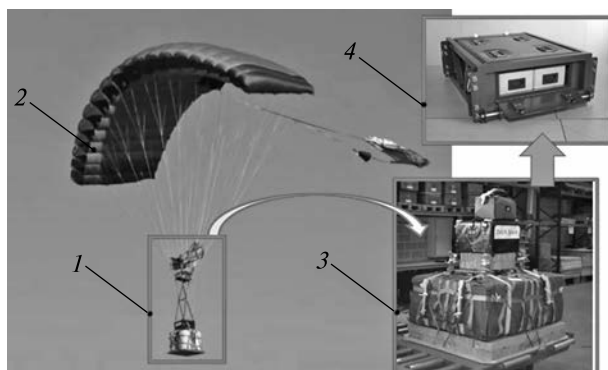


Рис. 9. Система SPADES з парашуаном Firefly та корисним навантаженням 500 кг: 1 — платформа, корисне навантаження та блок керування, 2 — парашуан Firefly, 3 — конфігурація блоку наведення та керування системи SPADES, 4 — блок керування системою SPADES



Рис. 10. Керована система точного повітряного десантування вантажів MicroFly II® [23]



Рис. 11. Керована система точного повітряного десантування вантажів FireFly II® [10]

вує інформацію про місцезнаходження GPS для автономного польоту до точки доставки. У минулому автономна система доставки “The Smart Parafoil Autonomous Delivery System” (SPADES) вже демонструвала доставку корисного навантаження в запрограмовані наземні точки з точністю вище за 100 м за допомогою G9-Galaxy

(160 кг), тандемного парашюта (250 кг) “Aerazur” (рис. 9) [38].

Крім того, компанія розробила систему й для потреб армії, яка розрахована на корисне навантаження від 100 до 1000 кг з одним блоком керування. Ця версія стала доступною з 2007 року. Для покриття вказаного діапазону корисного

навантаження застосовувались три типи парашути: 100...250 кг, 250...500 кг та 500...1000 кг.

Для виконання місії бортовому процесору не потрібно жодної інформації про профіль вітру. Інформація про вітер потрібна лише під час планування місії, щоб оцінити об'єм повітря та визначити точку десантування. Процесор коригує вплив вітру, визначаючи інформацію про вітер у польоті. Використовуючи парашути з коефіцієнтом планування 3 в умовах штилю, можна отримати дальність польоту близько 10...20 км, якщо система скидається на висоті 7600 м. З урахуванням вітрового знесення ефективна дистанція може збільшитись до 50 км і більше [26, 38].

Слід зазначити, що після окупації Автономної Республіки Крим у 2014 р. єдиний у країні Феодосійський парашутний завод опинився на окупованій території, й тим самим у Збройних Силах України виникли проблеми з оновленням засобів парашутного парку вітчизняних десантно-штурмових військ. Однак постійно подовжувати строки експлуатації наявних парашути і систем неможливо, тому з одного боку розглядаються можливості прийняття на озброєння ЗСУ низки парашутних систем виробництва США або розроблення власної керованої системи точного повітряного десантування вантажів. Випробовування певних керованих систем точного повітряного десантування вантажів MicroFly II та FireFly відбувалися в Україні [4]. Так, керована система точного повітряного десантування вантажів MicroFly II призначається для десантування з літаків озброєння та військового майна вагою до 225 кг у заводській тарі на швидкості польоту до 277 км/год з висот від 1067 до 7468 м (рис. 10) [4, 28].

Керовану систему точного повітряного десантування вантажів FireFly II призначено для десантування з літаків типу Ан-26 озброєння та військового майна вагою до 1090 кг у заводській тарі на швидкості польоту до 277 км/год з висот від 1524 до 7468 м (рис. 11) [4, 12].

Разом з тим через високу вартість (близько 10 тис. дол.), дана система, в загальному обсязі десантованих вантажів, використовується обмежено. Але не менш як 25 країн світу мають на своєму озброєнні системи керованого точного

повітряного десантування вантажів, хоча і в обмежених кількостях [3].

4. РОЗРОБКА ТА ПРОЄКТУВАННЯ ЗАГАЛЬНОЇ СХЕМИ СИСТЕМИ ТОЧНОГО ПОВІТРЯНОГО ДЕСАНТУВАННЯ

За результатами проведеного аналізу сучасних керованих систем точного повітряного десантування вантажів можна відзначити, що всі розглянуті системи мають типову конструкцію (рис. 12). Конструктивно системи складаються з таких основних частин: купол парашути, блок керування, підвісна система, платформа та корисне навантаження.

На основі світового і вітчизняного досвіду було вирішено використовувати типову конструктивну схему (рис. 13). Керована система точного повітряного десантування вантажів буде складатися з таких основних елементів: купол

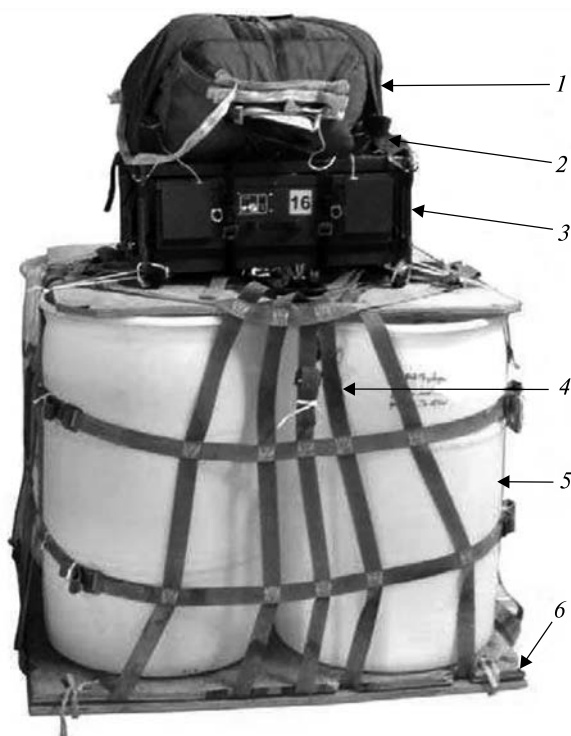


Рис. 12. Перед польотна конфігурація системи SPADES [38]: 1 — купол системи у складеному стані, 2 — стропи куполу парашута, 3 — блок керування системи, 4 — підвісна система, 5 — корисне навантаження, 6 — платформа

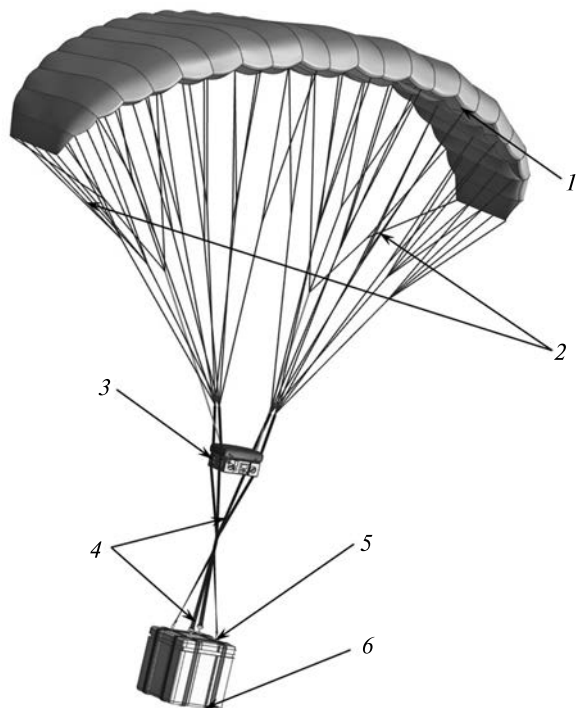


Рис. 13. Загальний вигляд керованої системи точного повітряного десантування вантажів: 1 — купол парашута певної конструкції, 2 — стропи парашута, 3 — блок керування системою, 4 — стропи підвісної системи, корисне навантаження, 5 — корисне навантаження, 6 — платформа

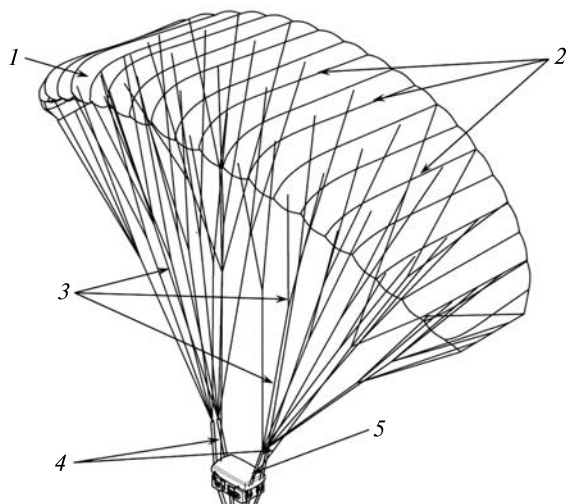


Рис. 14. Загальний вигляд конструкції парашута керованої системи точного повітряного десантування вантажів: 1 — купол парашута певної конструкції, 2 — нервюри парашута, 3 — стропи парашута, 4 — стропи управління парашутом, 5 — слайдер

парашута певної конструкції, стропи, блок керування, стропи підвісної системи, корисне навантаження та платформа.

Слід зазначити, що подібне конструктивне рішення буде застосовано для всього сімейства точного повітряного десантування вантажів у вказаному діапазоні вантажів.

Передбачається, що купол системи точного повітряного десантування вантажів буде складатися з куполу еліпсоподібної форми, виготовленого з нейлону низької повітропроникності. Стропи куполу виготовляються із спеціального шнура зі слайдером, який контролює процес розгортання куполу.

Вільні кінці підвісної системи під'єднані з'єднувальними ланками до строп (рис. 14). Купол системи має форму крила і складається з верхнього і нижнього полотнищ. Ці полотнища поєднані між собою нервюрами. Наведене виконання формує купол напівеліптичної форми з певною кількістю отворів на передній кромці. Наявність отворів дозволить повітрю, що набігає, утворити тиск між верхнім та нижнім полотнищем, що, в свою чергу, забезпечить куполу його форму та характеристики планерування.

Усі нервюри мають отвори овальної форми для створення повітряного потоку вздовж всього куполу-крила. Крім того, нервюри, мають стрічки для розподілу навантаження.

Стропи закріплюються в точках кріплення, які розташовані на кожній нервюрі вздовж хорди. Спосіб побудови конструкції — каскадний, тобто стропи будуть розходитися каскадом від передньої до задньої кромки та зліва направо. В результаті такого конструктивного рішення буде формуватися умовна піраміда з чотирьох верхніх строп, приєднаних до однієї нижньої стропа. Наведене конструктивне виконання надає змогу зменшити масу та об'єм, крім того, певним чином підвищує аеродинамічні та міцнісні характеристики конструкції. Для маневрування куполом використовуються стропи керування, які пов'язані та контролюються блоком автономного керування. Розподілення навантаження для плавного послідовного розкриття реалізується завдяки слайдеру, який ефективно розділяє стропи.

Блок автономного керування (рис. 15) розташовується над корисним навантаженням (рис. 16). Блок автономного керування є контейнером, в якому розташовуються основні складові системи точного повітряного десантування вантажів, а саме: програмований пристрій керування системою, приймач сигналів GPS, приймач та передавач сигналів, компас, блок керування стропами. Стропи керування приводяться в дію приводами керування. Живлення блока автономного керування відбувається від акумуляторної батареї. Блок автономного керування (рис. 15) з'єднується з корисним навантаженням стропами з чотирьох сторін, утворюючи пірамідальну структуру. Слід зазначити, що підвісна система складається з чотирьох карабінів, які закріплюються до корисного навантаження. Чотири стропи підвісної системи з'єднані у центрі, утворюючи єдину точку з'єднання. До блока автономного керування чотири стропи кріпляться через кронштейни з штифтами чотирма петлями.

Платформа для розташування корисного навантаження має балкову композитну конструкцію з елементами кріплення. Сучасні матеріали, технології виробництва та методи проектування дозволяють вирішити задачу створення композитної конструкції з мінімальною масою та водночас достатніми міцнісними та жорсткісними характеристиками. Критерієм проектування для платформи виступає критерій мінімуму мас, що вимагає складного процесу вибору матеріалу, проектування та оптимізації конструкції платформи в цілому, а також визначення технології виробництва. При проектуванні платформи використовуються добре відомі методики проектування балкових композитних конструкцій [22]. Водночас використання методів топологічної оптимізації конструкції [17] дозволяє отримати конструкцію з мінімальною масою. Технологічна реалізація елементів композитної конструкції можлива з використанням як традиційних методів виробництва (викладання, намотування тощо), так і за допомогою 3D-друку. Застосування 3D-друку стає актуальним у поєднанні з використанням процесу топологічної оптимізації конструкції [36]. Складання деяких елементів конструкції можливе за допомогою нероз'ємних клейових з'єднань,

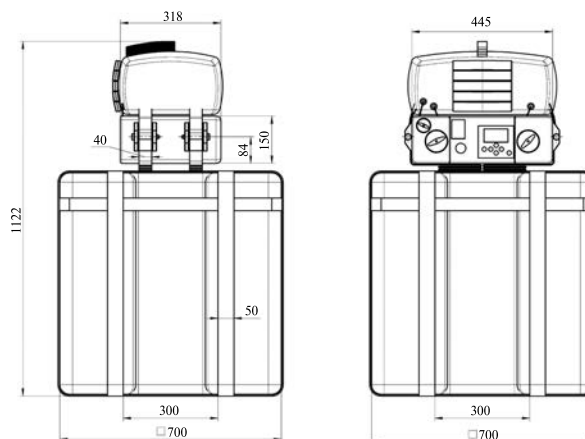


Рис. 15. Загальний вигляд блока автономного управління керованої системи точного повітряного десантування вантажів

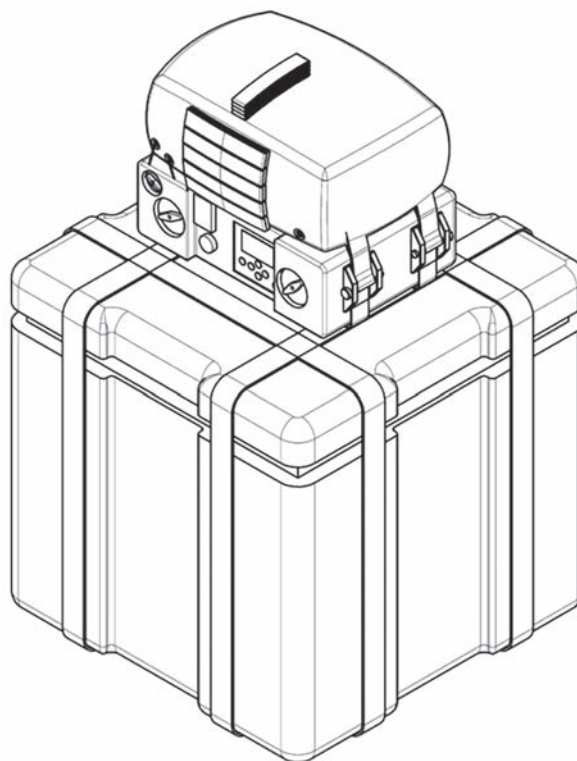


Рис. 16. Розташування блока автономного управління керованої системи точного повітряного десантування вантажів

відомі моделі розрахунку дозволяють розрахувати та оптимізувати параметри з'єднань композитних елементів конструкції [25].

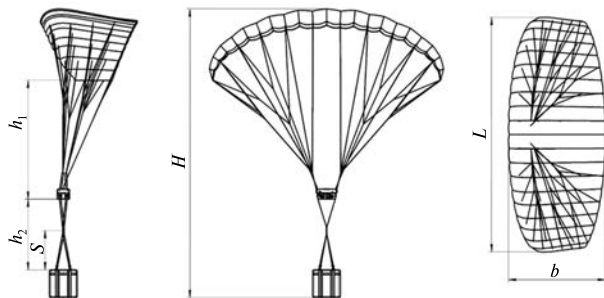


Рис. 17. Загальний вигляд запропонованої конструкції керованої системи точного повітряного десантування вантажів

Загальний вигляд запропонованої конструкції керованої системи точного повітряного десантування вантажів зображено на рис. 17. Слід зазначити, що наведена конструкція є типовою для всього сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Незважаючи на те, що конструкція має типову структуру і набір елементів, деякі елементи (розміри купола парашута, кількість нервюр, строп тощо) будуть залежати від масових та габаритних характеристик вантажу, що десантується.

Таким чином, масові та габаритні характеристики вантажу будуть складати ряд для сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів, який буде відповідати певним габаритним характеристикам для типової конструкції, і тоді деякі параметри конструкції, наприклад L , b , H , h_1 , h_2 (рис. 17), стають змінними.

5. ПЕРСПЕКТИВИ ПОДАЛЬШИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

Відзначені вище обставини підтверджують необхідність упровадження прикладної держбюджетної теми Міністерства освіти і науки України № ДР 0122U001159 (2022—2023 рр.) “Розроблення методів і засобів проектування сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів”, спрямованої на розроблення сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів за рахунок використання експериментальної системи для відпрацювання модифікацій компонування і конструкцій базової моделі з використанням принципу масштабування за теорією подібності.

Подальша реалізація наведеної типової конструкції для сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів можлива тільки після проведення експериментальних досліджень під час польоту. Перш за все, під час експериментальних досліджень необхідно дослідити та відпрацювати систему автоматичного керування для розробленої керованої системи точного повітряного десантування вантажів, її поведінку на різних етапах польоту, від початку автономного спуску до моменту приземлення. Отримані результати аналізуються, і у випадку некоректної роботи системи автоматичного керування на окремих ділянках польоту чи під час виникнення позаштатних ситуацій або в цілому система буде потребувати подальшого доопрацювання. Здебільшого доопрацювання будуть пов’язані з алгоритмами блоку системи автоматичного керування, в яких закладені певні математичні моделі польоту і які залежать від масових та геометричних параметрів для конкретного представника сімейства керованої системи точного повітряного десантування вантажів. Крім того, результати випробувань можуть вплинути й на можливе доопрацювання окремих елементів чи конструкції в цілому.

Є декілька можливостей проведення подібного роду досліджень. Звісно, найоб’єктивніші результати можливо отримати тільки під час натурального експерименту готового представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. І навіть у цьому випадку перекладати результати на інший об’єкт сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів, з іншими масовими та геометричними характеристиками, буде можливим тільки із застосуванням певних коефіцієнтів, а це, в свою чергу, дасть певну похибку у результатах аналізу. Крім того, натурні випробування готового представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів потребують високих матеріальних витрат, які зводять нанівещь точність та придатність результатів експерименту для всього сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

Числове моделювання спуску керованих систем точного повітряного десантування вантажів

за допомогою сучасних програмних продуктів може бути альтернативою натурного випробування. Крім того, є можливість у проведенні чисельного моделювання для всіх варіацій сімейства. Безумовно, таке моделювання вирішує ряд проблем, пов'язаних з конструкцією системи, дозволяє виконати певні доопрацювання елементів системи, покращити масові, міцнісні характеристики конструкції та її окремих елементів. Однак чисельне моделювання не зможе надати відповідь щодо коректності роботи блоку системи автоматичного керування, його взаємозв'язку з елементами конструкції. Крім того, відпрацювання поведінки системи в цілому на різних етапах спуску чисельними методами неможливе. Отже, чисельне моделювання є прийнятним на етапі проектування та оптимізації конструкції і не може застосовуватися для відпрацювання взаємодії системи автоматичного керування з конструкцією.

Інший шлях експериментального дослідження є використання фізичної динамічно подібної моделі. Для цього типу дослідження створюється динамічно подібна модель, на якій встановлюються прилади запису параметрів польоту, крім того можливе встановлення й системи автоматичного керування. Динамічно подібна модель за своїми масовими та габаритними параметрами відповідає певному члену сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Даний тип випробувань не потребує десантування динамічно подібної моделі з носія. Запуск відбувається з землі за допомогою створення штучного повітряного потоку певної швидкості під купол парашута. Під час польоту реєструються параметри, а після приземлення дані польоту зчитуються і обробляються. Після обробки даних проводиться аналіз і робляться висновки. Отже, такий тип експериментального дослідження, з використанням фізичної динамічно подібної моделі, дозволяє провести випробування для широкого діапазону сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Крім того, витрати на дані дослідження стають набагато меншими у порівнянні з натурним експериментом, оскільки не має потреби у експлуатації під час проведення

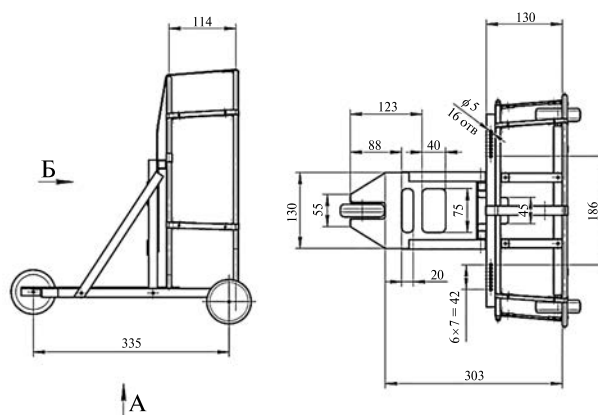


Рис. 18. Загальний вигляд розробленої фізичної динамічно подібної моделі

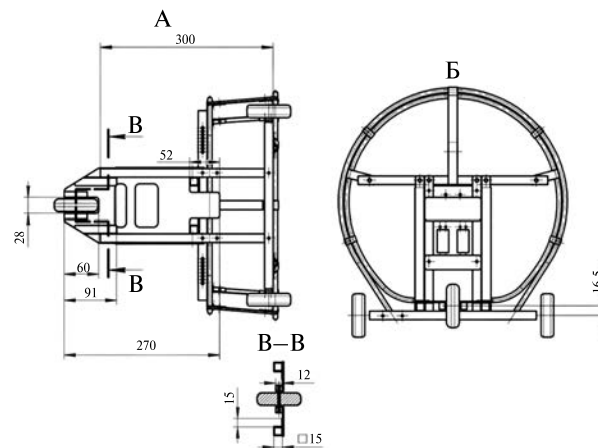


Рис. 19. Вид А та вид Б фізичної динамічно подібної моделі

експерименту дорогого носія (літак або гелікоптер). Слід також зазначити, точність результатів суттєво підвищується у випадку проведення числового моделювання, які ґрунтуються на результатах, отриманих за допомогою фізичної динамічно подібної моделі.

Таким чином, проведення експериментальних випробувань з використанням фізичної динамічно подібної моделі є найбільш ефективним і раціональним. Тому було прийняте рішення про створення фізичної динамічно подібної моделі.

Запропонована фізична динамічно подібна модель має вигляд, показаний на рис. 18, 19. В

цілому фізична динамічно подібна модель є металевою рамною конструкцією певних розмірів. На рамі встановлюється двигун, а в циліндричній частині конструкції встановлено пропелер, якій з'єднано з двигуном. Зазначена конструкція встановлюється і закріплюється на возику, який має дві осі, на яких закріплено три колеса (рис. 18, 19). Вся конструкція має змогу вільно пересуватися по поверхні.

Перед експериментальними дослідженнями до конструкції кріпляться стропа з куполом парашута. Парашут повинен бути розправлений певним чином. Після включення двигуна конструкція починає рухатися, створюючи набігаючий потік повітря, який потрапляє під купол парашута. Таким чином, створюється підйомна сила, яка піднімає всю конструкцію у повітря. Керування польотом конструкції відбувається у дистанційному режимі. Протягом всього польоту відбувається реєстрація параметрів польоту приладами, які встановлено на рамі динамічно подібної моделі.

ВИСНОВКИ

1. Проведено аналіз відкритих джерел, присвячених дослідженням та наробкам в галузі створення керованих систем точного повітряного де-

сантування вантажів. Розглянуто конструктивні особливості різних типів керованих систем точного повітряного десантування вантажів та їхні технічні характеристики. Визначено головні недоліки та сильні сторони розглянутих керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

2. На основі світового і вітчизняного досвіду, а також результатів проведеного аналізу було розроблено типову конструктивну схему для представника сімейства керованих систем точного повітряного десантування вантажів. Конструктивно керована система точного повітряного десантування вантажів буде складатися з таких основних елементів: купол парашута певної конструкції, стропа, блок керування, стропа підвісної системи, корисне навантаження та платформи. Слід зазначити, що подібне конструктивне рішення буде застосовано для всього сімейства точного повітряного десантування вантажів у вказаному діапазоні вантажів.

3. Розроблено динамічно подібну модель для відпрацювання системи автоматичного керування, а також для проведення експериментальних досліджень конструкції керованих систем точного повітряного десантування вантажів.

ЛІТЕРАТУРА

1. Арувеллі С. В., Долгов О. С. Вимоги та умови експлуатації авіаційних систем доставки вантажів у важкодоступні райони. *Транспорт. Авіація. Якість та життя*. 2017. № 3. С. 11—16. https://www.ql-journal.ru/arc/2017_3.pdf
2. ЗСУ отримали американські керовані системи десантування вантажів. URL: <https://mil.in.ua/uk/news/zsu-otrimaly-amerykanski-kerovani-systemy-desantuvannya-vantazhiv/> (дата звернення: 30.01.2023).
3. Прокофьев С. Закордонні парашутні системи для десантування вантажів. URL: <https://invoen.ru/vvt/zarubezhnie-parashutnie-sistemi-desantirovanie-gruzov/> (дата звернення: 30.01.2023).
4. Штупун О. Американські парашути для ССО та десанту тестують чернігівські науковці. URL: <https://armyinform.com.ua/2019/08/20/amerykanski-parashuty-dlya-ss0-ta-desantu-testuyut-chernigivski-naukovci/> (дата звернення: 30.01.2023).
5. Benney R., Krainski W., Onckelinx P., Delwarde C., Mueller L., Vallance M. NATO Precision Airdrop Initiatives and Modeling and Simulation Needs. RTO Applied Vehicle Technology (AVT-133) specialist meeting on Fluid Dynamics of Personnel and Equipment Precision Delivery from Military Platforms (October 2—6 2006, Vilnius, Lithuania). https://www.researchgate.net/publication/235099001_NATO_Precision_Airdrop_Initiatives_and_Modeling_and_Simulation_Needs (дата звернення: 30.01.2023).
6. Sacan M. R., Scheuermann E., Ward M., Costello M., Slegers N. Autonomous airdrop systems employing ground wind measurements for improved landing accuracy. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*. 2015. 20, № 6. P. 3060—3070. doi: 10.1109/TMECH.2015.2405851
7. Civelek B., Kivrak S. A Review on the Precision Guided Airdrop Systems. *Int. J. Latest Technology in Engineering, Management & Appl. Sci.* 2019. 8, № 1. P. 13—17. <https://www.ijltemas.in/DigitalLibrary/Vol.8Issue1/13-17.pdf>
8. de Freitas E. P., Olszewska J. I., Carbonera J. L., Fiorini S. R., Khamis A., Ragavan S. V., Barreto M. E., Prestes E., Habib M. K., Redfield S. Ontological concepts for information sharing in cloud robotics. *J. Ambient Intelligence and Humanized Computing*. 2020. P. 1—12. <https://doi.org/10.1007/s12652-020-02150-4>

9. Dek C., Overkamp J.-L., Toeter A., Hoppenbrouwer T., Slimmens J., van Zijl J., Areso P., Ricardo M. R., Hereijgers S., Kilic V., Naeije M. A recovery system for the key components of the first stage of a heavy launch vehicle. *Aerospace Sci. and Technol.* 2020. **100**. 105778. doi.org/10.1016/j.ast.2020.105778
10. Dunker S., Huisken J., Montague D., Barber J. Guided Parafoil High Altitude Research (GPHAR) Flight at 57,122ft. *Proc. 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference*. 2015.
11. Fiorini S. R., Bermejo-Alonso J., Goncalves P., de Freitas E.P., Alarcos A. O., Olszewska J. I., Prestes E., Schlenoff C., Ragavan S. V., Redfield S. A suite of ontologies for robotics and automation. *IEEE Robotics and Automation Magazine*. 2017. **24**, № 1. P. 8—11. <https://doi.org/10.1109/MRA.2016.264544>
12. FireFly® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-FireFly-20170207-English.pdf> (дата звернення: 30.01.2023).
13. Gladky E. G. Determination of the hazardous zones in the impact areas of separated parts of launch vehicles under the uncertain altitude of their initial destruction. *Space Science and Technology*. 2015. **21**, № 6 (97). P. 49—55. <https://doi.org/10.15407/knit2015.06.04>
14. Gladky E. G. Evaluation of hazard for linear objects in case of launch vehicle failure in flight phase. *Space Science and Technology*. 2019. **25**, № 4 (119). P. 22—28. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.022>
15. Guo Y., Yan J., Wu C., et al. Autonomous Homing Design and Following for Parafoil / Rocket System with High-altitude. *J. Intelligent & Robotic Syst.* 2021. **101**, № 73. <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01339-9>
16. Herrington S. M., Renzelman J. T., Fields T. D., Yakimenko O. A. Modeling and control of a steerable cruciform parachute system through experimental testing. *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1074>
17. Hu Z., Vambol O., Sun S. A hybrid multilevel method for simultaneous optimization design of topology and discrete fiber-orientation. *Composite Structures*. 2021. **266**, 113791. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113791>
18. Jorgensen D., Hickey M. The AGAS 2000 Precision Airdrop System. Infotech @ Aerospace: Arlington, VA, USA, 2005. P. 1—11.
19. Józwiak A., Kurzawiński S. The concept of using the joint precision airdrop system in the process of supply in combat actions. *Military Logistics Systems*. 2019. **51**, № 2. P. 27—42. <https://doi.org/10.37055/sl/129219>
20. Kaminer I., Yakimenko O. Development of control algorithm for the autonomous gliding delivery system. *Proc. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar* (Monterey, CA, USA, 19—22 May 2003). 2003. P. 2116. <https://doi.org/10.2514/6.2003-2116>
21. Klinkmueller K., Wieck A., Holt J., Valentine A., Bluman J. E., Kopeikin A., Prosser E. Airborne delivery of unmanned aerial vehicles via joint precision airdrop systems. *Proc. AIAA Scitech 2019 Forum* (San Diego, CA, USA, 7—11 January 2019). <https://doi.org/10.2514/6.2019-2285>
22. Kondratiev A., Gaidachuk V., Nabokina T., Tsaritsynskiy A. New possibilities in creating of effective composite size-stable honeycomb structures designed for space purposes. *Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Adv. Intel. Syst. and Computing book ser. AISC 1113*. 2020. № 5. P. 45—59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5
23. Kondratiev A. V., Kovalenko V. O. Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading. *Space Science and Technology*. 2019. **25**, № 4 (119). P. 3—21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
24. Knacke T. W. Parachute Recovery Systems Design Manual. Naval Weapons Center, China Lake, CA. Santa Barbara: Parapublishing. CA 91340-4232. P. 5-5, 5-118, 5-119.
25. Kurennov S., Barakhov K., Vambol O. Topological optimization of a symmetrical adhesive joint. Island model of genetic algorithm. *Radioelectronic and Computer Systemsthis*. 2022. **2022**, № 3. P. 67—83. <https://doi.org/10.32620/reks.2022.3.05>
26. Lingard J. S. Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Cyearwater Beach, May, 1995). Modern parachute precision aerial delivery systems.
27. Ma L., Wang K., Shao Z., Song Z., Biegler L. T. Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets. *Engineering Optimization*. 2018. **51**, № 4. P. 627—645. <https://doi.org/10.1080/0305215x.2018.1472774>
28. MicroFly II® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-MicroFly-II-20170203-English.pdf> (дата звернення: 30.01.2023).
29. Murali N., Dineshkumar M., Arun K. W., Sheela D. Guidance of parafoil using line of sight and optimal control. *IFAC Proc.* 2014. **47**. P. 870—877.
30. Onyx ML® Precision Airdrop System. URL: http://www.cimsa.com/pdf/parachute/ONYX%20%20ML_ENG.pdf (дата звернення: 30.01.2023).
31. Pramod A., Shankaranarayanan H., Raj A. A. B. A Precision Airdrop System for Cargo Loads Delivery Applications. *Int. Conf. System, Computation, Automation and Networking* (ICSCAN). 2021. P. 1—5. <https://doi.org/10.1109/ICSCAN53069.2021.9526453>

32. Rakesh R., Harikumar R. Autonomous Airdrop System Using Small-Scale Parafoil. *Int. Conf. Computer Communication and Informatics (ICCCI)*. 2019. P. 1—6. <https://doi.org/10.1109/ICCCI.2019.8822085>
33. Rimani J., Viola N., Saluzzi A. An Approach to the Preliminary Sizing and Performance Assessment of Spaceplanes' Landing Parafails. *Aerospace*. 2022. **9**. P. 823. <https://doi.org/10.3390/aerospace9120823>
34. Slyvyn'skyy V., Gajdachuk V., Kirichenko V., Kondratiev A. Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers. 62nd Int. Astronautical Congress, IAC 2011 (Cape Town, 3—7 October 2011). Red Hook, NY: Curran, 2012. **9**. P. 5701—5710.
35. Tománek R., Hospodka J. Reusable Launch Space Systems. *MAD. Magazine of Aviation Development*. 2018. **6**, № 2. P. 10—13. <https://doi.org/10.14311/mad.2018.02.02>
36. Vambol O., Kondratiev A., Purhina S., Shevtsova M. Determining the parameters for a 3D-printing process using the fused deposition modeling in order to manufacture an article with the required structural parameters. *East.-Eur. J. Enterprise Technol.* 2021. **2**, № 1 (110). P. 70—80. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.227075>
37. Wailes W., Harrington N. The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program. *13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Clearwater Beach, FL, USA, May15—18, 1995). <https://doi.org/10.2514/6.1995-1538>
38. Węgerek J., Leiden B. V., Jentink H. Modular Approach of Precision Airdrop System SPADES. *Proc. 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf. and Seminar* (Williamsburg, VA, May 21—24, 2007).
39. Weinzierl M. Space, the Final Economic Frontier. *J. Economic Perspectives*. 2018. **32**, № 2. P. 173—192. <https://doi.org/10.1257/jep.32.2.173>
40. Xing X., Feng L., Chen M., Han Y., Guo Y., Chen X. Modeling and research of a multi-stage parachute system for the booster recovery. *Proc. Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Engineering*. 2022. <https://doi.org/10.1177/09544100221118238>
41. Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle. *Proc. Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace Engineering*. 2018. <https://doi.org/10.1177/0954410018804093>

REFERENCES

1. Aruvelli S. V., Dolgov O. S. (2017). Requirements and operating conditions of aviation cargo delivery systems in hard-to-reach areas. *Transport. Aviation. Quality and life*, № 3, 11—16. https://www.ql-journal.ru/arc/2017_3.pdf [in Russian].
2. The Armed Forces received American guided cargo landing systems. (2020). URL: <https://mil.in.ua/uk/news/zsu-otrymaly-amerykanski-kerovani-systemy-desantuvannya-vantazhiv/> (Last accessed: January 30, 2023) [in Ukrainian].
3. Prokofiev S. (2019). Foreign parachute systems for dropping cargo. URL: <https://invoen.ru/vvt/zarubezhnie-parashutnie-sistemi-desantirovanie-gruzov/> (Last accessed: January 30, 2023) [in Russian].
4. Shtupun O. (2019). Chernihiv scientists test American parachutes for air defense and landing. URL: <https://armyinform.com.ua/2019/08/20/amerykanski-parashuty-dlya-ssota-desantu-testuyut-chernigivski-naukovczi/> (Last accessed: January 30, 2023) [in Ukrainian].
5. Benney R., Krainski W., Onckelinx P., Delwarde C., Mueller L., Vallance M. (2006). NATO Precision Airdrop Initiatives and Modeling and Simulation Needs. RTO Applied Vehicle Technology (AVT-133) specialist meeting on Fluid Dynamics of Personnel and Equipment Precision Delivery from Military Platforms (October 2—6 2006, Vilnius, Lithuania). URL: https://www.researchgate.net/publication/235099001_NATO_Precision_Airdrop_Initiatives_and_Modeling_and_Simulation_Needs (Last accessed: January 30, 2023).
6. Cacan M. R., Scheuermann E., Ward M., Costello M., Slegers N. (2015). Autonomous Airdrop Systems Employing Ground Wind Measurements for Improved Landing Accuracy. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, **20**, № 6, 3060—3070. <https://doi.org/10.1109/TMECH.2015.2405851>
7. Civelek B., Kivrak S. (2019). A Review on the Precision Guided Airdrop Systems. *Int. J. Latest Technology in Engineering, Management & Applied Sci.*, **8**, № 1, 13—17. <https://www.ijltemas.in/DigitalLibrary/Vol.8Issue1/13-17.pdf>
8. de Freitas E. P., Olszewska J. I., Carbonera J. L., Fiorini S. R., Khamis A., Ragavan S. V., Barreto M. E., Prestes E., Habib M. K., Redfield S. (2020). Ontological concepts for information sharing in cloud robotics. *J. Ambient Intelligence and Humanized Computing*, 1—12. <https://doi.org/10.1007/s12652-020-02150-4>
9. Dek C., Overkamp J.-L., Toeter A., Hoppenbrouwer T., Slimmens J., Zijl J. van, Areso P., Ricardo M. R., Hereijgers S., Kilic V., Naeije M. (2020). A recovery system for the key components of the first stage of a heavy launch vehicle. *Aerospace Sci. and Technology*, **100**, 105778. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105778>
10. Dunker S., Huiskens J., Montague D., Barber J. (2015). Guided Parafoil High Altitude Research (GPHAR) Flight at 57,122ft. *Proc. 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Daytona Beach, FL).
11. Fiorini S. R., Bermejo-Alonso J., Goncalves P., de Freitas E. P., Alarcos A. O., Olszewska J. I., Prestes E., Schlenoff C., Ragavan S. V., Redfield S. (2017). A suite of ontologies for robotics and automation. *IEEE Robotics and Automation Magazine*, **24**, № 1, 8—11. <https://doi.org/10.1109/MRA.2016.2645444>

12. FireFly® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-FireFly-20170207-English.pdf> (Last accessed: January 30, 2023).
13. Gladky E. G. (2015). Determination of the hazardous zones in the impact areas of separated parts of launch vehicles under the uncertain altitude of their initial destruction. *Space Science and Technology*, **21**, № 6 (97), 49–55. <https://doi.org/10.15407/knit2015.06.04>
14. Gladky E. G. (2019). Evaluation of hazard for linear objects in case of launch vehicle failure in flight phase. *Space Science and Technology*, **25**, № 4 (119), 22–28. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.022>
15. Guo Y., Yan J., Wu C., et al. (2021). Autonomous Homing Design and Following for Parafoil / Rocket System with High-altitude. *J. Intelligent & Robotic Systems*, **101**, № 73. <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01339-9>
16. Herrington S. M., Renzelman J. T., Fields T. D., Yakimenko O. A. (2019). Modeling and control of a steerable cruciform parachute system through experimental testing. *AIAA Scitech 2019 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1074>
17. Hu Z., Vambol O., Sun S. (2021). A hybrid multilevel method for simultaneous optimization design of topology and discrete fiberorientation. *Composite Structures*, **266**, 113791. <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.113791>
18. Jorgensen D., Hickey M. (2005). The AGAS 2000 Precision Airdrop System. Infotech @ Aerospace: Arlington, VA, USA, 1–11.
19. Jóźwiak A., Kurzawiński S. (2019). The concept of using the joint precision airdrop system in the process of supply in combat actions. *Military Logistics Systems*, **51**, № 2, 27–42. <https://doi.org/10.37055/slw/129219>
20. Kaminer I., Yakimenko O. (2003). Development of control algorithm for the autonomous gliding delivery system. *Proc. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf. and Seminar* (Monterey, CA, USA, 19–22 May 2003), 2116. <https://doi.org/10.2514/6.2003-2116>
21. Klinkmueller K., Wieck A., Holt J., Valentine A., Bluman J. E., Kopeikin A., Prosser E. (2019). Airborne delivery of unmanned aerial vehicles via joint precision airdrop systems. *Proc. AIAA Scitech 2019 Forum* (San Diego, CA, USA, 7–11 January 2019). <https://doi.org/10.2514/6.2019-2285>
22. Kondratiev A., Gaidachuk V., Nabokina T., Tsaritsynskyi A. (2020). New possibilities in creating of effective composite sizeable honeycomb structures designed for space purposes. Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. *Adv. Intel.Syst. and Computing book ser. AISC 1113*, № 5, 45–59. https://doi.org/10.1007/978-3-030-37618-5_5
23. Kondratiev A. V., Kovalenko V. O. (2019). Optimization of design parameters of the main composite fairing of the launch vehicle under simultaneous force and thermal loading. *Space Science and Technology*, **25**, № 4 (119), 3–21. <https://doi.org/10.15407/knit2019.04.003>
24. Knacke T. W. Parachute Recovery Systems Design Manual. Naval Weapons Center, China Lake, CA. Para-Publishing, Santa Barbara, CA 91340-4232, 5-5, 5-118, 5-119.
25. Kurennov S., Barakhov K., Vambol O. (2022). Topological optimization of a symmetrical adhesive joint. Island model of genetic algorithm. *Radioelectronic and Computer Systemsthis*, **2022**(3), 67–83. <https://doi.org/10.32620/reks.2022.3.05>
26. Lingard J. S. (1995). Ram-air parachute design. *13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (Cyearwater Beach, May, 1995). Modern parachute precision aerial delivery systems.
27. Ma L., Wang K., Shao Z., Song Z., Biegler L. T. (2018). Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets. *Engineering Optimization*, **51**, № 4, 627–645. <https://doi.org/10.1080/0305215x.2018.1472774>
28. MicroFly II® Guided Precision Aerial Delivery System. URL: <https://airborne-sys.com/wp-content/uploads/2016/08/ASG-MicroFly-II-20170203-English.pdf> (Last accessed: January 30, 2023).
29. Murali N., Dineshkumar M., Arun K. W., Sheela D. (2014). Guidance of parafoil using line of sight and optimal control. *IFAC Proc.*, **47**, 870–877.
30. Onyx ML® Precision Airdrop System. URL: http://www.cimsa.com/pdf/parachute/ONYX%20%20ML_ENG.pdf (Last accessed: January 30, 2023).
31. Pramod A., Shankaranarayanan H., Raj A. A. B. (2021). A Precision Airdrop System for Cargo Loads Delivery Applications. *Int. Conf. System, Computation, Automation and Networking (ICSCAN)*, 1–5. <https://doi: 10.1109/ICSCAN53069.2021.9526453>
32. Rakesh R., Harikumar R. (2019). Autonomous Airdrop System Using Small-Scale Parafoil. *Int. Conf. Computer Communication and Informatics (ICCCI)*, 1–6. <https://doi: 10.1109/ICCCI.2019.8822085>
33. Rimani J., Viola N., Saluzzi A. (2022). An Approach to the Preliminary Sizing and Performance Assessment of Spaceplanes' Landing Parafoils. *Aerospace*, **9**, 823. <https://doi.org/10.3390/aerospace9120823>
34. Slyvyn's'kyi V., Gajdachuk V., Kirichenko V., Kondratiev A. (2012). Basic parameters' optimization concept for composite nose fairings of launchers. *62nd Int. Astronautical Congress, IAC 2011* (Cape Town, 3–7 October 2011). Red Hook, NY: Curran, **9**, 5701–5710.

35. Tománek R., Hospodka J. (2018). Reusable Launch Space Systems. *Magazine of Aviation Development (MAD)*, **6**, № 2, 10–13. <https://doi.org/10.14311/mad.2018.02.02>
36. Vambol O., Kondratiev A., Purhina S., Shevtsova M. (2021). Determining the parameters for a 3D-printing process using the fused deposition modeling in order to manufacture an article with the required structural parameters. *Eastern-European J. Enterprise Technologies*, **2**, № 1(110), 70–80. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.227075>
37. Wailes W., Harrington N. The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program. *13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf.* (15–18 May 1995, Clearwater Beach, FL, USA). <https://doi.org/10.2514/6.1995-1538>
38. Wegereef J., Leiden B. V., Jentink H. (2007). Modular Approach of Precision Airdrop System SPADES. *Proc. 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conf. and Seminar* (Williamsburg, VA, May 21–24, 2007).
39. Weinzierl M. (2018). Space, the Final Economic Frontier. *J. Economic Perspectives*, **32**, № 2, 173–192. <https://doi.org/10.1257/jep.32.2.173>
40. Xing X., Feng L., Chen M., Han Y., Guo Y., Chen X. (2022). Modeling and research of a multi-stage parachute system for the booster recovery. *Proc. Institution of Mechanical Engineers. Part G: J. Aerospace Engineering*. <https://doi.org/10.1177/09544100221118238>
41. Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. (2018). Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle. *Proc. Institution of Mechanical Engineers. Part G. J. Aerospace Engineering*. <https://doi.org/10.1177/0954410018804093>

Стаття надійшла до редакції 03.02.2023

Після доопрацювання 19.05.2023

Прийнято до друку 25.07.2023

Received 03.02.2023

Revised 19.05.2023

Accepted 25.07.2023

O. O. Vambol¹, Ph.D. in Tech., Associate Professor

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-1719-8063>

E-mail: olexii.vambol@khai.edu

I. V. Kaluzhynov¹, Ph.D. in Tech., Leading researche

SCOPUS: <https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=57221046997>

E-mail: kaluzhynov@gmail.com

K. P. Barakhov¹, Ph.D. in Tech., Associate Professor

ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-1714-7917>

E-mail: kpbarakhov@gmail.com

A. V. Kondratiev², Dr. Sci. in Tech., Professor, Professor

ORCID: <http://orcid.org/0000-0002-8101-1961>

E-mail: kondratyev_a_v@ukr.net; andrii.kondratiev@kname.edu.ua

¹ National Aerospace University “Kharkiv Aviation Institute”

17 Chkalov Str., Kharkiv, 61070 Ukraine

² O. M. Beketov National University of Urban Economy in Kharkiv

17 Marshal Bazhanov Str., Kharkiv, 61002 Ukraine

A REVIEW AND ANALYSIS OF EXISTING GUIDED PRECISION AIRDROP SYSTEMS

The development of airdrop systems for special landing sites of rocket-space techniques, such as rocket engines or boosters of the first stages of launch vehicles, which are salvageable or reusable, is an actual problem today. The traditional parachute systems don't always provide the necessary accuracy for completing a flight task, and this significantly increases the risk of dangerous situations for civilians and infrastructure. The article is devoted to the study of the analysis of existing guided precision airdrop systems. The design features of various types of guided precision airdrop systems and their technical characteristics are considered. The main advantages and disadvantages of the considered guided precision airdrop systems are determined. Based on the analysis, a typical design scheme has been developed for a typical representative of the family of guided precision airdrop systems.

It is shown that the exploitation of experimental tests of the developed typical structural scheme with a physical dynamically similar model is the most effective and rational. A dynamically similar model has been developed for testing the automatic control system and for conducting experimental studies of the design of controlled systems for guided precision airdrop systems. The prospects for further research are discussed and aimed at developing a family of controlled systems for guided precision airdrop systems through the use of an experimental system for testing modifications to the layout and designs of the basic model using the principle of scaling according to the theory of similarity.

Keywords: parachute system, guided precision airdrop system, design scheme, a dynamically similar model.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.051>
УДК 629.7.063.2

Б. В. ЮРКОВ^{1,2}, аспірант
E-mail: bohdan.yurkov@sets.space
О. М. ПЕТРЕНКО^{1,2}, д-р техн. наук, професор
С. Ю. АСМОЛОВСЬКИЙ^{1,2}, аспірант
Д. К. ВОРОНОВСЬКИЙ^{1,2}, аспірант
С. М. КУЛАГІН³, канд. техн. наук

¹ Space Electric Thruster Systems (SETS)
Проспект Гагаріна 115, Дніпро, Україна 49050
² Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара (ДНУ)
Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010
³ Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, Україна, 49005

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ПЕРЕРАХУНКУ ВИТРАТ МОДЕЛЬНОГО ГАЗУ (Ar) У ВИТРАТИ КСЕНОНУ ПРИ ВИКОРИСТАННІ КАПІЛЯРНИХ ДРОСЕЛІВ У СИСТЕМАХ ПОДАЧІ РОБОЧОЇ РЕЧОВИНИ ЕРДУ

Запропоновано удосконалення методики перерахунку масової витрати модельного газу (аргон) до масової витрати робочого газу (ксенон) у капілярних трубках. Отримано результати експериментальної перевірки відомої методики перерахунку масових витрат модельного газу аргону, яка базується на законі Пуазейля для ламінарної течії з точністю від –21 до 30 %, у масові витрати робочого газу ксенону, який використовується в електричних ракетних двигунних установках. На основі експериментальних досліджень було запропоновано у відому методику перерахунку витрат ввести поправочний коефіцієнт, який залежить від внутрішнього діаметра капіляра. Введення поправочного коефіцієнта дозволило суттєво зменшити похибку перерахунку значень масових витрат аргону у масові витрати ксенону до ± 4 %.

Підвищення точності перерахунку дозволяє широке використання аргону при підборі капілярних дроселів для систем подачі робочої речовини електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності та при випробуваннях систем подачі робочої речовини на різних етапах розробки та відпрацювання.

Ключові слова: електрична ракетна двигунна установка, ксенонова система подачі робочої речовини, капілярний дросель, модельний газ, робочий газ, перерахунок масових витрат робочої речовини, експериментальні дослідження.

Цитування: Юрков Б. В., Петренко О. М., Асмоловський С. Ю., Вороновський Д. К., Кулагін С. М. Підвищення точності перерахунку витрат модельного газу (Ar) у витрати ксенону при використанні капілярних дроселів у системах подачі робочої речовини ЕРДУ. *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 5 (144). С. 51–59. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.051>

© 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

Відомо, що електрична ракетна двигунна установка (ЕРДУ) незалежно від типу двигуна та робочої речовини має такі основні елементи: електричний ракетний двигун, систему зберігання та подачі робочої речовини (Xenon storage and feed system — XFS) та систему перетворення електричної енергії та керування (Power processing unit — PPU). Система подачі грає суттєву роль у складі двигунної установки. Точність і стабільність параметрів, а також надійність роботи системи подачі гарантує подачу потрібних кількостей робочої речовини в анодний блок та порожнистий катод електричної ракетної двигунної установки, що забезпечує задані режими роботи двигуна та необхідні параметри двигунної установки в цілому. Система зберігання та подачі робочої речовини є складною технічною системою, яка містить різноманітні елементи: бак високого тиску для збереження робочої речовини; електромагнітні клапани для керування роботою системи подачі; ресивери для стабілізації тиску робочої речовини; нагрівачі, які забезпечують температурні режими системи подачі; систему трубопроводів; давачі тиску, температури тощо. У перелічених елементах системи подачі відбуваються різноманітні фізичні процеси, які описуються різними математичними моделями. Тому розрахунок елементів та вузлів системи подачі не є тривіальною задачею та вимагає наявності певних алгоритмів.

Одним з ключових елементів системи подачі, який значною мірою визначає точність та стабільність її роботи, є обмежувачі витрат робочої речовини. У ролі таких обмежувачів можна використовувати: пакет дросельних шайб з отвором малого діаметра; капілярну трубку; елемент з пористого металу; MEMS (microelectro-mechanical systems) [9].

Використання дросельних шайб є найбільш поширеною практикою [5]. Однак слід враховувати, що витрати ксенону у двигунах малої та середньої потужності становлять менш ніж 1.5 мг/с в анод і до 0.2 мг/с — в катод [10–13]. Отвори в дросельних шайбах для таких витрат повинні бути меншими від 0.1 мм [16], що досить важко реалізувати, а з врахуванням похибок

при виготовленні кожен новий пакет дросельних шайб матиме унікальні характеристики. До того ж для забезпечення витрат робочої речовини у катод потрібна значна кількість дросельних шайб, що збільшує габарити обмежувача витрат у порівнянні з використанням інших елементів. Використання пористих елементів та MEMS потребують додаткових досліджень та високих грошових витрат відповідно.

Таким чином, одним з перспективних елементів для створення обмежувачів витрат робочої речовини є використання дроселів, виготовлених з капілярної трубки. Капілярна трубка має відносно низьку вартість і, що важливо, дроселі, виготовлені з трубок однієї партії, мають досить близькі параметри.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Після етапу проектування, розрахунків та виготовлення система подачі та усі її елементи мають пройти ряд тестів на відповідність закладеним характеристикам. Однак при тестуванні обмежувачів витрат робочої речовини для ЕРДУ, наведених у роботах [12, 17], розрахункові значення не збігаються з фактичними. Це пов'язано з тим, що наявні методики розрахунку капілярів [9] не враховують похибки при виробництві та похибки заміру фактичного діаметра капілярних трубок. Розбіжності між розрахунковими та фактичними параметрами викликають необхідність додаткових тестів обмежувачів витрат робочої речовини. Беручи до уваги, що у ролі робочої речовини використовується дорогий ксенон, пропонується замість ксенону використовувати модельний газ аргон.

Метод модельного газу активно використовується компаніями виробниками витратомірів. Відповідно до цього методу витрата робочого газу визначається добутком виміряного значення витрати модельного газу і коефіцієнта перерахунку. У ролі цього коефіцієнта можуть використовуватись відношення молярної маси, коефіцієнтів теплопровідності або значення динамічної в'язкості модельного і робочого газу [2, 4, 6, 14]. Але просте використання коефіцієнта перерахунку не дає достатньо точних результатів, як зазначено у роботах [4, 6], похибка такого

перерахунку лежить у діапазоні $\pm 10\%$ та є особливо низькою при невеликих величинах масових витрат. А згідно з даними «Stanford Research Systems» для певних газів, зокрема ксенону, похибка перерахунку може перевищувати 20% [15]. Використання наявної методики перерахунку [1, 2] величини витрат модельного газу у величину фактичних витрат ксенону на практиці показало розбіжність розрахункових даних з експериментальними значеннями до 30% .

Доступні роботи з поліпшення перерахунку за допомогою емпіричних кореляцій, виконані компаніями «Lockheed Martin Energy Research Corporation» та «Machine Dynamics Division», дозволяють підвищити точність перерахунку з 10 до 2% . Однак вони не стосуються ксенону і до того ж зроблені для більших значень витрат газу. У цих роботах отримано висновок, що для кожного конкретного газу точність перерахунку за прийнятими методами є унікальною в залежності від модельного та реального газів [6, 14]. Компанією «Bronkhorst» для калібрування витратомірів на повітрі, азоті або аргоні та подальшого їхнього перерахунку у інші гази використовуються теоретичні формули, модифіковані емпіричними константами [3]. Однак ці константи підібрані для кожної конкретної моделі витратоміра, і компанією не розголошуються.

Таким чином, результати розрахунків витрат робочої речовини, отримані для модельного газу, необхідно коригувати для реального робочого газу — ксенону. Тому постановка задачі полягає у підвищенні точності перерахунку витрат модельного газу (Ar) у витрати робочого газу (Xe) до прийнятного рівня на основі експериментальних досліджень і введенням додаткових коефіцієнтів у методику перерахунку [1, 2].

ВИРІШЕННЯ ПОСТАВЛЕНОЇ ЗАДАЧІ

У сучасних схемах систем подачі робочої речовини для електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності тиск робочого газу на вході в капіляр лежить у межах $1 \dots 3$ бар [7, 8, 17]. Таким чином, практична методика перерахунку параметрів капілярних дроселів має бути сфокусована на діапазон тиску від 1 до 3 бар та діапазон масових витрат робочої речови-

ни від 0.05 мг/с до 2 мг/с, що повністю перекриває діапазон параметрів роботи системи подачі для електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності.

Для теоретичних розрахунків використовується відома формула перерахунку параметрів модельного газу до робочого, отримана із закону Пуазейля для ламінарної течії [1, 2]:

$$\dot{m}_{\text{XeTh}} = \dot{m}_{\text{Ar}} \cdot \frac{\eta_{\text{Ar}}}{\rho_{\text{Ar}}} \cdot \frac{\rho_{\text{Xe}}}{\eta_{\text{Xe}}}, \quad (1)$$

де \dot{m}_{XeTh} — теоретичні масові витрати ксенону, мг/с; \dot{m}_{Ar} — фактичні масові витрати аргону, мг/с; η_{Ar} і η_{Xe} — динамічна в'язкість аргону і ксенону, П; ρ_{Ar} і ρ_{Xe} — щільність аргону і ксенону, кг/м³.

Числові значення наведених параметрів визначаються відповідно до NIST в залежності від вхідного тиску та температури.

На першому етапі досліджень було визначено різницю між теоретичними і реальними значеннями витрат робочої речовини через капілярні трубки. Для робіт на першому етапі було створено експериментальну лабораторну установку, яка забезпечує необхідні режими роботи.

Структурну схему експериментальної установки для вимірювання фактичних масових витрат Ar та Xe через капілярні дроселі зображено на рис. 1.

Для досліджень було обрано сім зразків капілярних трубок з нержавіючої сталі 12Х18Н10Т різного діаметра та довжини (див. табл. 1), які використовуються у реальних системах подачі робочої речовини електричних ракетних двигун-

Таблиця 1. Параметри зразків капілярних трубок, відібраних для досліджень

Номер зразка	L , мм	$d_{\text{вн}}$, мм
1	5.65	0.06×0.2
2	18.6	0.06×0.2
3	27	0.06×0.2
4	67.5	0.06×0.2
5	100	0.06×0.2
6	11.1	0.04×0.2
7	23	0.04×0.2

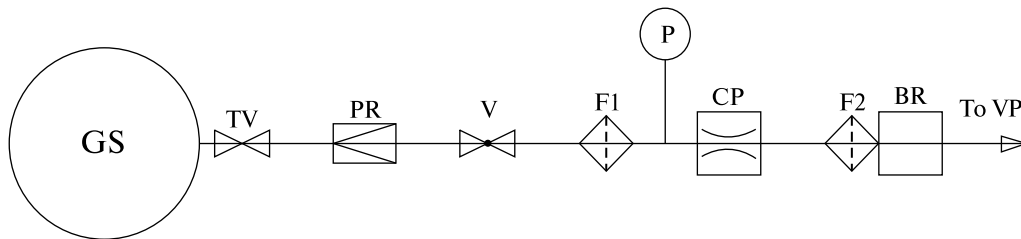


Рис. 1. Структурна схема експериментальної установки: GS — балон з аргоном або з ксеноном, TV — вентиль балону, PR — редуктор, V — кран двопозиційний, F — фільтр, P — давач тиску, CP — об’єкт випробувань (капілярний дросель), BR — витратомір Bronkhorst FG-111B, VP — вакуумний насос

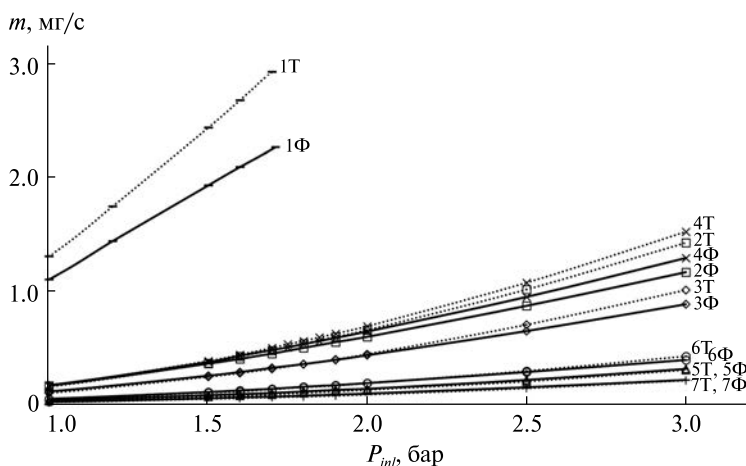


Рис. 2. Залежність фактичних (суцільні лінії) та розрахованих (пунктирні лінії) масових витрат \dot{m} ксенону від тиску P_{inl} на вході капілярних трубок. Цифри біля кривих — номери зразків згідно із табл. 1

них установок розробки компанії «Space Electric Thruster Systems».

ПОРІВНЯННЯ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДАНИХ З ТЕОРЕТИЧНИМИ

Виміряні значення фактичних витрат ксенону при використанні різних капілярних трубок та теоретичні значення витрат, обчислених за формулою (1), наведено на рис. 2. Результати отримано для діапазону тиску на вході капілярних трубок 1...3 бар. Капілярні трубки, які тестувалися, забезпечили витрати ксенону в діапазоні 0.05...2.0 мг/с. На рис. 2 введені такі позначки: P_{inl} — вхідний тиск, бар; \dot{m}_{Xe} — фактичні масові витрати ксенону, мг/с; \dot{m}_{XeTh} — значення масових витрат ксенону, отримані за формулою (1) через значення фактичних витрат аргону \dot{m}_{Ar} , мг/с.

Щільність і динамічна в’язкість аргону та ксенону для розрахунків визначались за даними NIST для відповідного тиску P_{inl} і температури плюс 24 °С.

На основі даних рис. 2 отримано відносні відхилення δ розрахованих значень витрат ксенону \dot{m}_{XeTh} від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe} , які лежать у діапазоні від -21 до +30 % (див. рис. 3), що вказує на необхідність введення відповідних поправок до формули (1) для зменшення похибок при перерахуванні величин витрат робочого газу.

УТОЧНЕНА ФОРМУЛА ПЕРЕРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ МОДЕЛЬНОГО ГАЗУ ДО РОБОЧОГО

На другому етапі досліджень було проведено уточнення формули (1) та порівняння оновлених теоретичних значень із фактичними. Із рис. 3 видно, що значення масових витрат ксе-

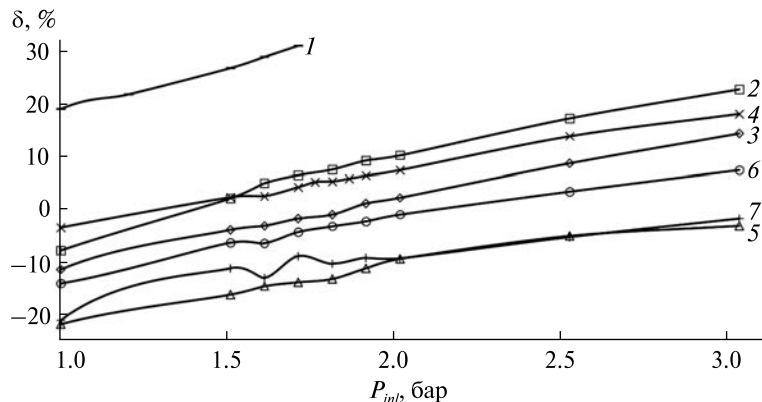


Рис. 3. Відносні відхилення δ розрахованих значень масових витрат ксенону \dot{m}_{Xe} від значень фактичних витрат \dot{m}_{Ar}

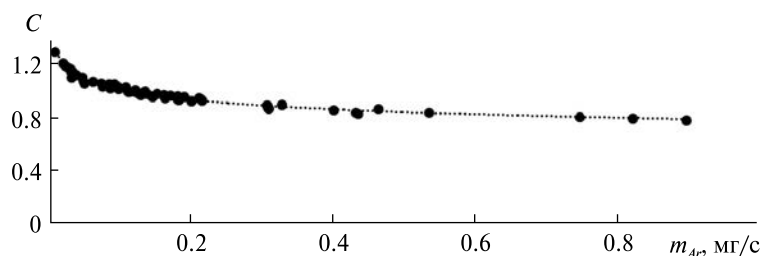


Рис. 4. Залежність коефіцієнта C від \dot{m}_{Ar} для капілярів з $d = 0.06$ мм

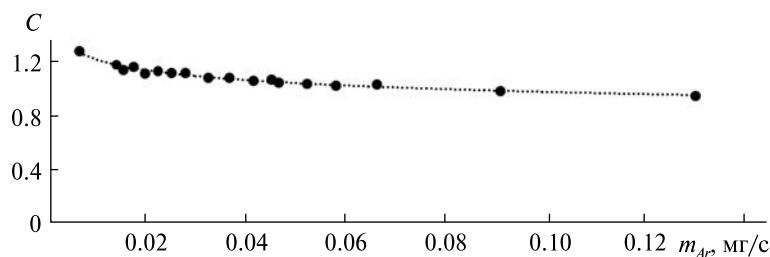


Рис. 5. Те ж для капілярів з $d = 0.04$ мм

нону, отримані на основі вимірювань масових витрат аргону, перерахованих за формулою (1), недостатньо точні і відхиляються від фактичних на $-21 \dots +30$ %. Тому до формули (1) пропонується вводити поправочний коефіцієнт C :

$$\dot{m}_{XeTh} = C \cdot \dot{m}_{Ar} \cdot \frac{\eta_{Ar}}{\rho_{Ar}} \cdot \frac{\rho_{Xe}}{\eta_{Xe}} \quad (2)$$

Коефіцієнт C визначається за допомогою фактичних масових витрат та розрахункових значень, отриманих за формулою (1).

На рис. 4 та 5 наведено залежність коефіцієнта C від виміряних значень масових витрат аргону \dot{m}_{Ar} та апроксимація методом найменших квадратів. Виходячи із залежностей, наведених на рис. 4 та 5, отримаємо формулу для визначення поправочного коефіцієнта C в залежності від діаметра капіляра:

$$C = (0.803 - 0.585 \cdot d) \cdot \dot{m}_{Ar}^{-(0.052+d)} \quad (3)$$

де d — внутрішній діаметр капіляра, мм.

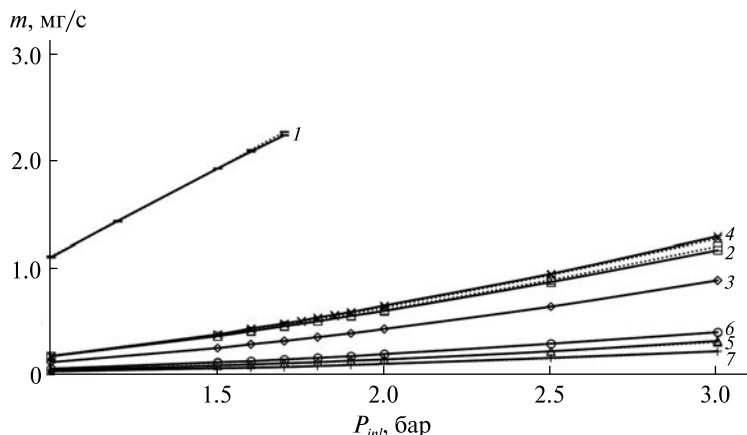


Рис. 6. Залежність фактичних (суцільні лінії) та обчислених з урахуванням поправочного коефіцієнта (пунктирні лінії) масових витрат \dot{m} ксенону від тиску P_{inl} на вході капілярних трубок. Цифри біля кривих — номери зразків згідно із табл. 1

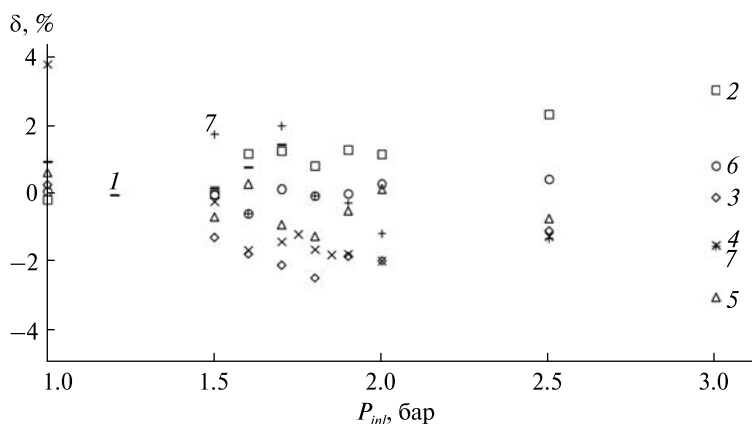


Рис. 7. Відносні відхилення δ значень масових витрат ксенону \dot{m}_{XeTh} , розрахованих за формулою (5), від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe}

Оскільки всі випробування проводились при температурі від $+23\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+25\text{ }^{\circ}\text{C}$, а розрахунки проводились для середньої температури $+24\text{ }^{\circ}\text{C}$, то параметри аргону і ксенону (динамічна в'язкість і щільність) будуть залежати лише від тиску на вході в капіляр. Щоб виключити використання даних NIST, відношення параметрів аргону і ксенону можна обчислювати за формулою

$$\frac{\eta_{Ar} \cdot \rho_{Xe}}{\rho_{Ar} \cdot \eta_{Xe}} = 3.231 + 0.011 \cdot P_{inl}, \quad (4)$$

де P_{inl} — вхідний тиск, бар.

Підставивши рівняння (3) та (4) у рівняння (2), отримаємо загальну формулу для визначення фактичних масових витрат ксенону на основі вимірів фактичних масових витрат аргону:

$$\dot{m}_{XeTh} = (0.803 - 0.585 \cdot d) \times \dot{m}_{Ar}^{-(0.948-d)} \cdot (3.231 + 0.011 \cdot P_{inl}), \quad (5)$$

де d — внутрішній діаметр капіляра, мм; \dot{m}_{Ar} — фактична масова витрата аргону, мг/с; P_{inl} — вхідний тиск, бар.

Порівняння фактичних витрат ксенону та витрат, розрахованих за формулою (5), наведено на

рис. 6, а на рис. 7 наведено відносні відхилення δ розрахованих значень витрат ксенону \dot{m}_{XeTh} за формулою (5) від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe} . З даних рис. 7 можна зробити висновок, що похибка визначення масових витрат ксенону на основі вимірювань витрат аргону та з урахуванням поправочного коефіцієнта (5) буде становити від -3 до 4 %.

ВИСНОВКИ

За результатами досліджень було підвищено точність перерахунку масових витрат модельного газу аргону у масові витрати робочого газу ксенону за допомогою використання формули (5). Похибка визначення масових витрат ксенону за формулою (5) буде становити ± 4 %, на відміну

від загальноприйнятої формули (1), яка дає похибку від -21 до 30 % для таких умов, що були підтверджені при випробуваннях:

- діапазон температур модельного газу — від +23 °C до +25 °C,
- діапазон вхідного тиску — від 1 до 3 бар,
- внутрішні діаметри капіляра — 0.06 мм або 0.04 мм.

Використання модельного газу аргону та подальшого перерахунку його витрат у витрати ксенону за допомогою формули (5) дозволяє значно (залежно від обсягу випробувань) знизити витрати ксенону при розробці, відпрацюванні та випробуваннях системи подачі та підборі капілярних дроселів для систем подачі електричних ракетних двигунів установок малої та середньої потужності.

ЛІТЕРАТУРА

1. Санін Ф. П., Джур Є. О., Кучма Л. Д., Найдъонов В. А. *Герметичність у ракетно-космічній техніці*: Підручник. Дніпропетровськ: Вид-во ДДУ, 1995. 168 с.
2. Alicat Scientific. Correcting flow data after choosing the wrong gas in Gas Select™ (2023). URL: <https://www.alicat.com/using-your-alicat/how-to-correct-flow-data-after-choosing-the-wrong-gas/> (дата звернення: 09.01.2023).
3. Bronkhorst High-Tech B. V. About Fluidat® on the net v1.85. URL: <https://www.fluidat.com/default.asp> (дата звернення: 09.01.2023).
4. Brooks Instrument. Gas Correction Factors. URL: <https://www.brooksinstrument.com/en/resources/sizing-tools> (дата звернення: 09.01.2023).
5. Chang-Bin Guan, Yan Shen, Zhao-Pu Yao, Zhao-Li Wang, Mei-Jie Zhang, Ke Nan, Huan-Huan Hui. Design, Simulation, and Experiment of an LTCC-Based Xenon Micro Flow Control Device for an Electric Propulsion System. *Processes MDPI*. 2019. 7. P. 862. doi:10.3390/pr7110862
6. Hardy J. E., Hylton J. O., McKnight T. E. Empirical correlations for thermal flowmeters covering a wide range of thermal-physical properties. *Nat. Conf. Standards Labs (NCSL)*. 1999.
7. Jackson J., Cassady J., Allen M., Myers R., Tofil T., Herman D., Pencil E. Development of High Power Hall Thruster Systems to Enable the NASA Exploration Vision. *6th Int. Conf. Space Propulsion*. 2018. SP2018_00429.
8. Jeongjae Lee, Deok Hyeon Kim, Jae Cheong Lee, Sangyoung So, Younho Kim, Youngwook Sirl, Miso Son, Dong yeol Shin, Hosung Yoon. Development of compact Xenon feeding unit for 100W Class Hall Effect Propulsion System. *8th Int. Conf. Space Propulsion*. 2022. SP2022_069.
9. Kinefuchi K., Cho S., Tsukizaki R. Characterization of a Capillary Flow Controller. *J. propulsion and power*. 2020. <https://doi.org/10.2514/1.B37726>
10. Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. Development and Performance Test of a 50 W-class Hall Thruster. *36th Int. Electric Propulsion Conf.* 2019. IEPC-2019-599.
11. Lev D., Eytan R., Alon G., Warshavsky A., Appel L., Kapulkin A., Rubanovych M. The Development of CAM200 - Low Power Hall Thruster. *Transactions Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. Aerospace Technol. Jap.* 2016. 14, № ists30. P. Pb_217—Pb_223.
12. Petrenko O., Voronovskiy D., Yurkov B., Tolok S., Kulagin S. Hall Thruster ST-25 Developed by Space Electric Thruster Systems (SETS). *7th Int. Conf. Space Propulsion*. 2021. SP2020_00266.
13. Potrivitu G.-C., Sun Y., Rohaizat M. W. A. B., Cherkun O., Xu L., Huang S., Xu S. Review of low-power electric propulsion research at the Space Propulsion Centre Singapore. *Aerospace MDPI*. 2020. 7, № 6. P. 67. <https://doi.org/10.3390/aerospace7060067>
14. Sashi Kumar G. N., Mahendra A. K., Gouthaman G. Understanding the compatibility of thermal mass flow meter with various process gases. *J. Chem. Engin. & Process Technol.* 2012. S1:002. doi:10.4172/2157-7048.S1-002

15. Stanford Research Systems. Gas Correction Factors for Bayard-Alpert Ionization Gauges (2023). URL: <https://www.thinksrs.com/downloads/pdfs/applicationnotes/IG1BAGasapp.pdf> (дата звернення: 09.01.2023).
16. Younho Kim, Seongmin Kang, Yunhwang Jeong, Jongho Seon, Junghyun wee, Hoseong Yoon, Jongsub Lee, Mihui Seo, Wonho Choi. Development of Xenon feed system for a 300-W Hall-Thruster. *31st Int. Electric Propulsion Conf.* 2009. IEPC-2009-061.
17. Yurkov B., Petrenko O., Voronovsky D., Troyan A. Test Results of a High-Speed Solenoid Valve for the Electric Propulsion Feed System. *Visnyk DNU*. 2021. **29**, Vup. 24. P. 72–80. doi: 10.15421/452107

REFERENCES

1. Sanin F. P., Dzhur Ye. O., Kuchma L. D., Najd' onov V. A. (1995). *Hermetychnist' u raketno-kosmichnij tekhnitsi. Pidruchnyk*. Dnipropetrovs'k: Edition DDU, 168 p. [in Ukrainian].
2. Alicat Scientific. Correcting flow data after choosing the wrong gas in Gas Select™ (2023). URL: <https://www.alicat.com/using-your-alicat/how-to-correct-flow-data-after-choosing-the-wrong-gas/> (Last accessed: 09.01.2023).
3. Bronkhorst High-Tech B. V. About Fluidat® on the net v1.85. URL: <https://www.fluidat.com/default.asp> (Last accessed: 09.01.2023).
4. Brooks Instrument. Gas Correction Factors. URL: <https://www.brooksinstrument.com/en/resources/sizing-tools> (Last accessed: 09.01.2023).
5. Chang-Bin Guan, Yan Shen, Zhao-Pu Yao, Zhao-Li Wang, Mei-Jie Zhang, Ke Nan, Huan-Huan Hui (2019). Design, Simulation, and Experiment of an LTCC-Based Xenon Micro Flow Control Device for an Electric Propulsion System. *Processes MDPI*, **7**, 862. doi:10.3390/pr7110862.
6. Hardy J. E., Hylton J. O., McKnight T. E. (1999). Empirical correlations for thermal flowmeters covering a wide range of thermal-physical properties. *Nat. Conf. Standards Labs (NCSL)*.
7. Jackson J., Cassady J., Allen M., Myers R., Tofil T., Herman D., Pencil E. (2018). Development of High Power Hall Thruster Systems to Enable the NASA Exploration. *6th Int. Conf. Space Propulsion*, SP2018_00429.
8. Jeongjae Lee, Deok Hyeon Kim, Jae Cheong Lee, Sangyoung So, Younho Kim, Youngwook Sirl, Miso Son, Dong yeol Shin, Hosung Yoon (2022). Development of Compact Xenon Feeding Unit for 100W Class Hall Effect Propulsion System. *8th Int. Conf. Space Propulsion*, SP2022_069.
9. Kinefuchi K., Cho S., Tsukizaki R. (2020). Characterization of a Capillary Flow Controller. *J. propulsion and power*. <https://doi.org/10.2514/1.B37726>
10. Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. (2019). Development and Performance Test of a 50 W-class Hall Thruster. *36th Int. Electric Propulsion Conf.*, IEPC-2019-599.
11. Lev D., Eytan R., Alon G., Warshavsky A., Appel L., Kapulkin A., Rubanovych M. (2016). The Development of CAM200 – Low Power Hall Thruster. *Trans. Jap. Soc. Aeronautical and Space Sci. Aerospace Technology Jap.*, **14**, № ists30, Pb_217–Pb_223.
12. Petrenko O., Voronovskiy D., Yurkov B., Tolok S., Kulagin S. (2021). Hall Thruster ST-25 Developed by Space Electric Thruster Systems (SETS). *7th Int. Conf. Space Propulsion*, SP2020_00266.
13. Potrivitu G.-C., Sun Y., Rohaizat M. W. A. B., Cherkun O., Xu L., Huang S., Xu S. (2020). Review of Low-Power Electric Propulsion Research at the Space Propulsion Centre Singapore. *Aerospace MDPI*, **7**, № 6, 67. <https://doi.org/10.3390/aerospace7060067>
14. Sashi Kumar GN, Mahendra AK, Gouthaman G. (2012). Understanding the Compatibility of Thermal Mass Flow Meter with Various Process Gases. *J. Chemical Engineering & Process Technology*, S1:002. doi:10.4172/2157-7048.S1-002
15. Stanford Research Systems. Gas Correction Factors for Bayard-Alpert Ionization Gauges. URL: <https://www.thinksrs.com/downloads/pdfs/applicationnotes/IG1BAGasapp.pdf> (Last accessed: 09.01.2023).
16. Younho Kim, Seongmin Kang, Yunhwang Jeong, Jongho Seon, Junghyun wee, Hoseong Yoon, Jongsub Lee, Mihui Seo, Wonho Choi (2009). Development of Xenon feed system for a 300-W Hall-Thruster. *31st Int. Electric Propulsion Conf.*, IEPC-2009-061.
17. Yurkov B., Petrenko O., Voronovsky D., Troyan A. (2021). Test Results of a High-Speed Solenoid Valve for the Electric Propulsion Feed System. *Visnyk DNU*, **29**, Vup. 24, 72–80. doi: 10.15421/452107

Стаття надійшла до редакції 09.01.2023

Після доопрацювання 28.04.2023

Прийнято до друку 25.09.2023

Received 09.01.2023

Revised 28.04.2023

Accepted 25.09.2023

B. Yurkov^{1,2}, PhD student

O. Petrenko^{1,2}, Dr. Sci. in Engineering, Professor

S. Asmolovskyi^{1,2}, PhD student

D. Voronovskyi^{1,2}, PhD student

*S. Kulagin*³, PhD in Tech.

¹ Space Electric Thruster Systems (SETS)

115 Gagarina Ave., Dnipro, 49050 Ukraine

² Oles Honchar Dnipro National University

72 Gagarin Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

³ Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine

15 Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

INCREASING THE CONVERSION ACCURACY OF MODEL GAS (Ar) CONSUMPTION INTO XENON CONSUMPTION WHEN USING CAPILLARY TUBES IN THE WORKING SUBSTANCE FEED SYSTEMS OF ELECTRIC PROPULSION

The article discusses the possibility of improving the method of converting the mass flow rate of the model gas (Ar) to the mass flow rate of the working gas (Xe) in capillary tubes. The well-known method of such conversion, which is used in electric propulsion systems, is based on Poiseuille's law for laminar flow. The results of the experimental verification of the method showed the accuracy from –21 % to 30 %. On the basis of the conducted experimental studies, it was proposed to enter a correction factor depending on the inner diameter of the capillary into the existing methodology of mass flow recalculation, which made it possible to significantly reduce the error of recalculation of Ar mass flow rate into Xe mass flow rate to ± 4 %.

Increasing the accuracy of the calculation allows the wide use of argon model gas in the selection of capillary flow restrictors for feed systems of low- and medium-power electric propulsion systems and during testing of assembled systems at various stages of development and testing.

Keywords: electric propulsion system, xenon feed system, capillary throttle, model gas, working gas, recalculation of mass flow rates of the working substance, experimental studies.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.060>
УДК 523.3-36:523.43-36:577.112.384.4:577.175.82:612.815.1

Н. В. КРИСАНОВА, старш. наук. співроб., канд. біол. наук

М. В. ДУДАРЕНКО, молодш. наук. співроб.

А. О. ПАСТУХОВ, наук. співроб., канд. біол. наук

ORCID: 0000-0001-5837-6412

E-mail: pastukhovart@gmail.com

Р. В. СІВКО, наук. співроб., канд. біол. наук

Л. М. КАЛИНОВСЬКА, аспірант

ORCID: 0000-0002-3741-7040

М. М. ДРЮК, аспірант

А. Г. НАЗАРОВА, пров. інж.

І. І. ГУТИЧ, лаборант

В. В. ШЛЯХОВИЙ, інж. 1 кат.

Н. Г. ПОЗДНЯКОВА, старш. наук. співроб., канд. біол. наук

ORCID: 0000-0001-9922-5389

Інститут біохімії ім. О. В. Палладіна Національної академії наук України, відділ нейрохімії
вул. Леонтовича 9, Київ, Україна, 01054

ОЦІНКА ПОТЕНЦІЙНОЇ НЕЙРОАКТИВНОСТІ У НЕРВОВИХ ТЕРМІНАЛЯХ ГОЛОВНОГО МОЗКУ КОМПОНЕНТА ПЛАНЕТАРНОГО ПИЛУ ФУЛЕРЕНУ C60

Дослідження інфрачервоного спектру середовища планетарної туманності Тс 1 виявило випромінювання холодних і нейтральних фулеренів C60 та C70. Результати аналізу інфрачервоних спектрів, отриманих за допомогою космічного телескопа «Габбл» остаточно довели наявність у міжзоряному середовищі фулерену C60. Ці великі вуглецеві молекули можуть утворюватися і перебувати у міжзоряному середовищі, а також є кандидатами для пояснення багатьох дифузних смуг міжзоряного поглинання. У даній роботі оцінювалась потенційна нейроактивність компонента планетарного пилу фулерену C60 у ізольованих нервових терміналях головного мозку щурів. Показано, що фулерен C60 у неопромінену стані у концентрації 0.05...0.25 мг/мл не змінював позаклітинні рівні збуджувального нейромедіатора L-[¹⁴C]глутамату та гальмівного нейромедіатора [³H]ГАМК у препаратах нервових терміналей головного мозку. Однак підвищення концентрації до 0.5 та 1.00 мг/мл призводило до зростання позаклітинних рівнів L-[¹⁴C]глутамату та [³H]ГАМК. Тобто, фулерен C60 не викликає ознак гострої нейротоксичності у нервових терміналях головного мозку у межах концентрацій 0.05...0.25 мг/мл. Однак, враховуючи, що C60 піддається фотоокисленню, можна очікувати, що він може набувати нейротоксичних властивостей in situ.

Ключові слова: планетарний пил, L-[¹⁴C]глутамат, [³H]ГАМК, синапсоми, нервові терміналі головного мозку, позаклітинні рівні нейромедіаторів.

Цитування: Крисанова Н. В., Дударенко М. В., Пастухов А. О., Сівко Р. В., Калиновська Л. М., Дрюк М. М., Назарова А. Г., Гутіч І. І., Шляховий В. В., Позднякова Н. Г. Оцінка потенційної нейроактивності у нервових терміналях головного мозку компонента планетарного пилу фулерену C60. *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 5 (144). С. 60—68. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.060>

© 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

За останні десятиліття за допомогою астрономічних спостережень у різних середовищах було виявлено низку молекул і різноманітних ознак міжзоряного пилу. Велика частина пилу, що визначає фізико-хімічні характеристики міжзоряного середовища, утворюється у відтоках асимптотичних гігантських зірок-гігантів і далі переробляється, коли ці об'єкти стають планетарними туманностями. У 2010 році дослідження інфрачервоного спектру середовища планетарної туманності Тс 1 виявило випромінювання холодних і нейтральних фулеренів C60 і C70. Ці дві молекули становили кілька відсотків доступного космічного вуглецю в цьому регіоні, що вказувало на те, що у певних умовах фулерени можуть ефективно формуватися у космосі [14].

Дані, отримані за допомогою інфрачервоного спектрографа на космічному телескопі Spitzer в 2012 р., вперше надали докази наявності C60 у твердій фазі бінарної системи XX Орн, що складається з пізнього (М7III) гіганта та ранньої (В0V?) зірки. Гаряча зірка цієї системи є субкарликом В, який оточений іонізованою оболонкою та оболонкою, що містить C60, імовірно у формі диска [19].

Наприкінці 2015 р. групі швейцарських та німецьких дослідників, очолюваній Джоном Майером із Базельського університету, вдалося довести у лабораторних умовах наявність у міжзоряному просторі фулерену C60⁺, що мав позитивний заряд. Були проаналізовані іони фулерена C60⁺ у газовій фазі, при температурі 5.8 К. Отримані спектри в інфрачервоній області точно збігалися з двома дифузними міжзоряними лініями. За оцінками вчених, у цій формі може перебувати до 0.9 % космічного вуглецю [15].

У 2019 р. результати аналізу інфрачервоних спектрів, отриманих за допомогою космічного телескопа «Габбл» остаточно довели наявність у міжзоряному середовищі фулерену C60⁺. Співвідношення довжин хвиль і сили діапазону виявились достатньо подібними до тих, які були визначені в останніх лабораторних експериментах. Це підтвердило гіпотези про те, що великі

вуглецевмісні молекули можуть утворюватися і перебувати у міжзоряному середовищі, а також є кандидатами для пояснення багатьох дифузних смуг міжзоряного поглинання [17].

Необхідно підкреслити, що при довготривалих пілотованих космічних місіях однією з можливих причин виникнення порушень функціонування мозку може бути вплив планетарного та міжзоряного пилу, склад і властивості якого, а також вплив на здоров'я людини, зокрема нейротоксична дія, недостатньо досліджені [5, 6, 23]. Показано, що частинки місячного пилу сорбуються на скафандрах і потрапляють всередину космічних станцій [32, 40]. Внаслідок безпосереднього контакту з частинками місячного пилу протягом декількох місій «Аполлон» спостерігалось подразнення очей, дихальних шляхів та шкіри астронавтів. Було продемонстровано, що місячний пил, а також наночастинки є причиною запалення [13, 16], яке, як відомо, може змінювати проникність гемато-енцефалічного бар'єру [1]. Нейротоксична дія наночастинок може реалізуватись через інгібування синтезу нейромедіатора, зміну потоку іонів через клітинні мембрани, блокування транспорту нейромедіаторів у нервових закінченнях головного мозку [9, 10, 12].

Метою нашого дослідження було провести оцінку гострої нейротоксичності комерційного препарату фулерену C60 («Sigma», США), як компонента планетарного пилу. Цю мету було реалізовано шляхом оцінювання однієї з ключових характеристик синаптичної нейротрансмісії з використанням пресинаптичних нервових терміналей (синаптосом), виділених з кори великих півкуль головного мозку щура. У нервових терміналях досліджували позаклітинний рівень радіоактивно мічених нейромедіаторів L-[¹⁴C]глутамату та гамма-аміномасляної кислоти ([³H]ГАМК).

Необхідно зазначити, що глутамат і ГАМК є відповідно ключовими швидкими збудливим та гальмівним нейромедіаторами у центральній нервовій системі. Порушення транспорту/гомеостазу глутамату та ГАМК сприяє нейрональній дисфункції та патогенезу основних неврологічних розладів [4, 24].

МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕНЬ

1. Матеріали. У роботі були використані такі реактиви: Фулерен C60, NERES (N-2-hydroxyethylpiperazine-n-2-ethanesulfonic acid), EGTA, EDTA, фіколл-400, амінооксиоцтова кислота, глутамат, сцинтиляційна рідина Sigma-Fluor® High Performance LSC Cocktail, компоненти інкубаційного середовища нервових терміналей — «Sigma», США; [³H]ГАМК, L-[¹⁴C]глутамат, «Perkin Elmer» (США).

2. Етичні норми. Всі експерименти були виконані відповідно до «Правил проведення робіт з використанням експериментальних тварин», затверджених Комісією з догляду, утримання й використання експериментальних тварин Інституту біохімії ім. О. В. Палладіна НАН України (Протокол № 1 від 14.01.2020).

Дослідження проводили на білих щурах-самцях лінії Wistar. Щурів утримували на стандартному раціоні віварію.

3. Виділення очищеної фракції синапсом з гомоловного мозку щурів. Синапсоми виділяли за методом Котмана [18, 29]. У експериментах використовували щурів вагою 150...200 г. У декапітованих тварин брали великі півкулі головного мозку, відокремлюючи стовбурову частину та мозочок. Для отримання фракції синапсом готували 20 % гомогенат, використовуючи скляний гомогенізатор Поттера (зазор 0.2 мм). Середовище виділення містило 0.32М сахарози, 5 мМ NERES-NaOH рН 7.4, 0.2 мМ EDTA. Гомогенат центрифугували при 2500g 5 хв для відокремлення ядер, кровоносних судин, зруйнованих нервових клітин. Подальше центрифугування надосадової рідини при 12000g 10 хв. дозволяло отримати «грубу» мітохондріальну фракцію, що містила мітохондрії, синапсоми, мієлінізовані залишки. Осад ресуспендували в середовищі виділення та наносили на градієнт фіколу, який містив 13, 6, 4 % фікол, приготований на середовищі виділення, і центрифугували при 70000g 45 хв на бакет-роторі. Фракцію синапсом, що отримували в інтерфазі між 13 і 6 % розчинами фіколу, збирали, розводили середовищем виділення 1:4 та центрифугували при 15000g 20 хв. Отриманий осад суспендували в середовищі, яке містило у мМ: NaCl-126, KCl-5, MgCl₂-1.4,

NaH₂PO-1.0, NERES-20, рН 7.4, D-глюкозу-10. Всі операції проводили при 0...4 °С. Всі розчини, які використовували в операціях виділення синапсом та подальшого дослідження процесів вивільнення нейромедіатора, постійно насичували киснем. Концентрацію протеїну визначали за методом Ларсона та ін. [25].

4. Визначення позаклітинного рівня L-[¹⁴C]глутамату у препараті синапсом. Суспензія синапсом розводилася стандартним сольовим розчином так, що містила 1 мг протеїну/мл, і після 10 хв преінкубації при 37 °С навантажували L-[¹⁴C]глутаматом (500 нМ, 238 мКі/ммол) в кальцієвому стандартному сольовому розчині упродовж 10 хв. Після цього суспензія синапсом відмивалася 10 об'ємами стандартного сольового розчину і розводилася до концентрації 1 мг протеїну/мл і відразу використовувалася для визначення вивільнення L-[¹⁴C]глутамату з синапсом. Аліквоти (120 мкл, 25...30 мкг навантажених L-[¹⁴C]глутаматом синапсом), преінкубували 10 хв при 37 °С, потім додавали водну суспензію Фулерену C60 у концентрації 0.05...1.00 мг/мл. Позаклітинний рівень L-[¹⁴C]глутамату визначали як нестимульоване вивільнення L-[¹⁴C]глутамату з синапсом у безкальцієвому середовищі за 6 хв. Суспензію синапсом швидко осаджували у мікроцентрифузі «Eppendorf» при 10000g протягом 20 с. Аліквоти надосаду (90 мкл) та солюбілізованого додецилсульфатом натрію осаду (90 мкл) змішували зі сцинтиляційною рідиною Sigma-Fluor® High Performance LSC Cocktail (1.5 мл) та визначали радіоактивність за допомогою сцинтиляційного лічильника Hidex 600SL (Фінляндія). Загальний вміст радіоактивно міченого L-[¹⁴C]глутамату визначали як суму радіоактивності у аліквоті надосаду та у аліквоті солюбілізованого осаду. Позаклітинний рівень L-[¹⁴C]глутамату обчислювали як відсоток від загального вмісту радіоактивно міченого L-[¹⁴C]глутамату, накопиченого синапсомами [8, 36].

5. Визначення позаклітинного рівня [³H]ГАМК у препараті синапсом. Синапсоми (2 мг протеїну/мл) в оксигенованому стандартному сольовому розчині, який містив 10 мкМ амінооксиоцтової кислоти, інкубували 5 хв при 37 °С у присутності 5 · 10⁻⁷ М (0.1 Кі/мл) [³H]ГАМК.

Після охолодження на льоду суспензію втричі розводили охолодженим сольовим розчином і центрифугували при 4000g 5 хв. Осад суспендували при температурі 4 °С і концентрації протеїну 1 мг/мл у сольовому розчині, який містив 10 мкМ амінооксиоцтової кислоти. Синаптосоми, що акумулювали [³H]ГАМК (1 мг протеїну/мл), негайно використовували для вивчення процесів вивільнення ГАМК. Аліквоти (120 мкл, 25...30 мкг навантажених [³H]ГАМК синапсом), преінкубували 10 хв при 37 °С, потім додавали водну суспензію Фулерену С60 у концентраціях 0.05...1.00 мг/мл. Позаклітинний рівень [³H]ГАМК визначали як нестимульоване вивільнення [³H]ГАМК з синапсом за 6 хв. Суспензію синапсом швидко осаджували у мікроцентрифузі «Eppendorf» при 10000g протягом 20 с. Аліквоти надосаду (90 мкл) та солюбілізованого додецилсульфатом натрію осаду (90 мкл) змішували зі сцинтиляційною рідиною Sigma-Fluor® High Performance LSC Cocktail (1.5 мл) та визначали радіоактивність за допомогою сцинтиляційного лічильника Hidex 600SL (Фінляндія). Загальний вміст радіоактивно міченої [³H]ГАМК визначали як суму радіоактивності у аліквоті надосаду та у аліквоті солюбілізованого осаду. Позаклітинний рівень [³H]ГАМК обчислювали як відсоткову долю від загального вмісту радіоактивно міченої [³H]ГАМК, накопиченого синапсом [11, 30].

6. Статистична обробка результатів. Результати представлено як середнє \pm SEM в n незалежних експериментах. Різницю між двома групами порівнювали за допомогою однофакторного дисперсійного аналізу (One-way ANOVA). Різниця вважалася достовірною при $p < 0.05$. Статистична обробка даних, побудова графіків і розрахунки функцій проводили з використанням програми Excel.

РЕЗУЛЬТАТИ ТА ОБГОВОРЕННЯ

Na⁺-залежні транспортери глутамату та ГАМК є ключовими учасниками термінації синаптичної нейротрансмісії та опосередковують поглинання нейромедіаторів у цитоплазму та встановлення позаклітинного рівня нейромедіаторів [7]. Ці транспортери використовують електрохімічний градієнт Na⁺/K⁺ через плазматичну мембрану як

рушійну силу. Порушення позаклітинного рівня глутамату призводить до нейротоксичності та загибелі постсинаптичних нейронів завдяки надмірному збудженню глутаматних рецепторів на їхній мембрані. Підвищення позаклітинного рівня ГАМК може призвести до порушення балансу збудження-гальмування у нервовій системі.

У наших експериментах було показано, що фулерен С60 у діапазоні концентрацій від 0.05 до 0.25 мг/мл не змінював позаклітинного рівня L-[¹⁴C]глутамату у препаратах синапсом.

Як показано на рис. 1, а, позаклітинний рівень L-[¹⁴C]глутамату у препаратах синапсом дорівнював 17.51 ± 0.46 % від загальної кількості накопиченого синапсом радіоактивно міченого L-[¹⁴C]глутамату в контролі, 17.36 ± 0.39 % при наявності 0.05 мг/мл фулерену С60 [$F_{(1,22)} = 0.06, p = 0.79, n = 12$], 17.88 ± 0.51 % при наявності 0.10 мг/мл фулерену С60 [$F_{(1,22)} = 0.31, p = 0.57, n = 12$], 18.58 ± 0.42 % при наявності 0.25 мг/мл фулерену С60 [$F_{(1,22)} = 3.24, p = 0.08, n = 12$].

Однак при збільшенні концентрації фулерену С60 до 0.50 мг/мл і 1.00 мг/мл спостерігалось підвищення позаклітинного рівня L-[¹⁴C]глутамату у препаратах синапсом, який становив 35.21 ± 1.18 % від загальної кількості накопиченого синапсом радіоактивно міченого L-[¹⁴C]глутамату при концентрації фулерену С60 0.50 мг/мл [$F_{(1,22)} = 212.49, p < 0.001, n = 12$], та 37.84 ± 0.85 % для концентрації фулерену С60 1.00 мг/мл [$F_{(1,22)} = 483.39, p < 0.001, n = 12$] (рис. 1, а).

Позаклітинний рівень [³H]ГАМК у препараті синапсом також не змінювався при наявності фулерену С60 у діапазоні концентрацій від 0.05 до 0.25 мг/мл і становив 18.94 ± 0.29 % від загальної кількості накопиченої синапсом радіоактивно міченої [³H]ГАМК у контролі, 18.89 ± 0.37 % при наявності 0.05 мг/мл фулерену С60 [$F_{(1,22)} = 0.01, p = 0.91, n = 12$], 18.96 ± 0.62 % при наявності 0.10 мг/мл фулерену С60 [$F_{(1,22)} = 0.0007, p = 0.97, n = 12$], 19.68 ± 0.61 % при наявності 0.25 мг/мл фулерену С60 [$F_{(1,22)} = 1.29, p = 0.26, n = 12$] (рис. 1, б).

Підвищення концентрації фулерену С60 в суспензії синапсом, навантажених [³H]ГАМК, до 0.50 мг/мл і 1.00 мг/мл так само, як і в экс-

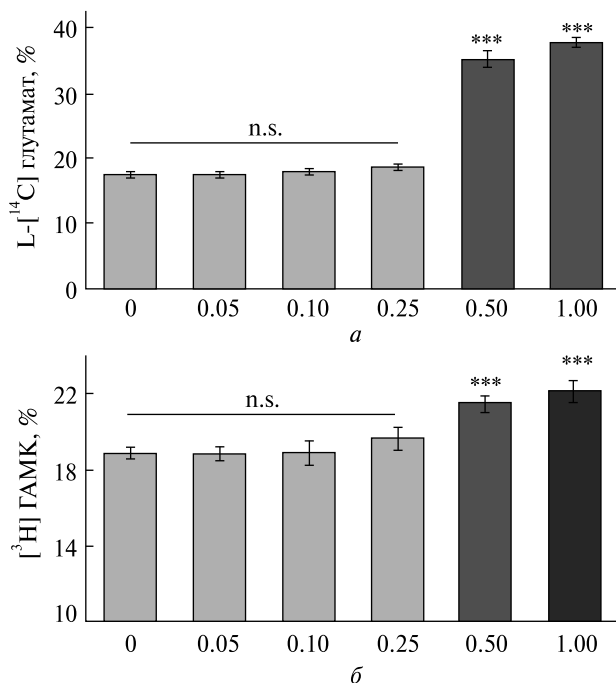


Рис. 1. Позаклітинні рівні L-[¹⁴C]глутамату (а) та [³H]ГАМК (б) у препаратах синапсомом при наявності фулерену С60 у концентраціях 0.05...1.00 мг/мл. Дані представлені у вигляді середнього значення ± SEM, n = 12, *** — достовірна різниця порівняно з контролем на рівні p < 0.001, n.s. — достовірної різниці немає

периментах з L-[¹⁴C]глутаматом, призводило до зростання позаклітинного рівня [³H]ГАМК, який дорівнював 21.55 ± 0.46 % від загальної кількості накопиченої синапсомосомами радіоактивно міченої [³H]ГАМК при концентрації фулерену С60 0.50 мг/мл [$F_{(1,22)} = 25.52, p < 0.001, n = 12$], та 22.17 ± 0.65 % при концентрації фулерену С60 1.00 мг/мл [$F_{(1,22)} = 22.63, p < 0.001, n = 12$] (рис. 1, б).

Тобто, фулерен С60 у концентрації 0.05...0.25 мг/мл не змінював позаклітинні рівні L-[¹⁴C]глутамату та [³H]ГАМК у препаратах нервових терміналей головного мозку, але у діапазоні концентрацій 0.5...1.00 мг/мл було зареєстровано збільшення позаклітинного рівня обох нейромедіаторів.

З моменту свого відкриття фулерен С60 привернув увагу біологів завдяки своїй унікальній хімії та потенційному біологічному застосуванню. Його відносно великий розмір (~0.7 нм), архітектура

порожнистої сфери, широка електрична кон'югація, електрофільність, симетрія, низька токсичність і здатність накопичуватися у біологічних тканинах — все це створює унікальні можливості для застосування фулерену С60 у широкому спектрі галузей від матеріалознавства до медицини.

Фулерен С60 також привернув значну увагу своїм потенціалом як антиоксидант і поглинач АФК (активних форм кисню) [28]. Було показано, що похідні фулерену С60 поглинають ряд вільних радикалів, зокрема супероксидні та гідроксильні радикали [41]. Також було показано, що різні похідні фулерену С60 можуть локалізуватися на мітохондріальній мембрані і що фулерен С60 може впливати на функцію мітохондрій *in vitro* [34], та зроблено припущення, що фулерен С60 може локалізуватися на мітохондріальній мембрані *in vivo* та детоксикувати мітохондріальні АФК. Згідно з гіпотезою це повинно запобігти пошкодженню клітин і пом'якшити довгострокову токсичність мітохондріальних АФК, можливо навіть продовжити здорову тривалість життя, якщо мітохондріальні або вільнорадикальні теорії старіння виявляться істотним внеском у довголіття людини.

Одним із найбільш вражаючих результатів досліджень впливу фулеренів С60 *in vivo* отримано у експерименті, який показав, що група щурів, яким з юності вводили фулерен С60, розчинений в оливковій олії (С60-ОО), мала подовжену середню тривалість життя (збільшення на 90 %) порівняно з щурами, які отримували лише дозу з оливковою олією (ОО) або взагалі без нічого [3]. Однак інше дослідження надало докази шкідливого впливу С60 на ембріони мишей *in vitro* та *in vivo* [39], тоді як ряд досліджень були зосереджені на захисних властивостях фулерену С60 у конкретних моделях ушкодження [2, 35]. Дослідження тривалості життя гризунів було проведено також з використанням похідних фулеренів, карбоксифулеренів, які мають важливі фізичні та хімічні відмінності від фулерену С60. Миші, які отримували карбоксифулерен, жили на 11 % довше, ніж контрольні миші з покращеною когнітивною діяльністю [31].

Таким чином, дослідження виявили різноманітний вплив фулеренів С60 *in vitro* та *in vivo*.

Потенційна здатність продовжити термін життя, і розбіжність в отриманих результатах, можливий токсичний вплив за певних умов, особливо в умовах довготривалих космічних місій, потребує подальших досліджень, які є надзвичайно цінними.

Літературні джерела свідчать, що фулерен С60 руйнується під дією УФ-опромінення [38]. Повідомлялося також про полімеризацію та агрегацію фулерену після впливу світла, що свідчить про те, що з С60 можуть відбуватися численні перетворення [22, 37].

Функціоналізовані похідні фулерену С60 були досліджені як протипухлинні фотосенсибілізатори у фотодинамічній терапії [21], противірусні молекули як інгібітори протеази ВІЛ [20], вектори доставки ліків для пептидів [33], генів та інших великих молекул [27, 42], а також агенти діагностичної візуалізації як металеві кон'югати [26].

Враховуючи, що фулерен С60 піддається фотоокисленню, можна очікувати, що він може набувати нейротоксичних властивостей *in situ*. Це питання потрібно додатково досліджувати у модельних експериментах, що автори роботи планують виконати у подальших дослідженнях. Зо-

крема, планується дослідити вплив фулерену С60 на ключові характеристики синаптичної передачі у нервових терміналях головного мозку для умов моделювання космічного випромінювання.

Таким чином, у даній роботі показано, що компонент планетарного пилу фулерен С60 у неопромінену стані при концентрації 0.05...0.25 мг/мл не змінював позаклітинні рівні L-[¹⁴C]глутамату та [³H]ГАМК у препаратах нервових терміналей головного мозку. Тобто, фулерен С60 не викликає ознак гострої нейротоксичності у нервових терміналях за цих концентрацій. У діапазоні концентрацій 0.5...1.00 мг/мл було зареєстровано збільшення позаклітинного рівня обох нейромедіаторів, і відповідно порушення балансу збудження-гальмування у нервових терміналях.

Роботу виконано за підтримки Цільової програми наукових досліджень Національної академії наук України «Аерокосмічні спостереження довкілля в інтересах сталого розвитку та безпеки» (ERA-PLANET/UA) на 2021—2023 рр. та Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2018—2022 рр.

REFERENCES

- Abbott N. J. (2000). Inflammatory mediators and modulation of blood-brain barrier permeability. *Cell. Mol. Neurobiol.*, **20**, № 2, 131—147. DOI: 10.1023/A:1007074420772/METRICS.
- Aly F. M., Othman A., Haridy M. A. M. (2018). Protective effects of fullerene C60 nanoparticles and virgin olive oil against genotoxicity induced by cyclophosphamide in rats. *Oxid. Med. Cell. Longev.*, **2018**. DOI: 10.1155/2018/1261356.
- Baati T., Bourasset F., Gharbi N., et al. (2012). The prolongation of the lifespan of rats by repeated oral administration of [60] fullerene. *Biomaterials*, **33**, № 19, 4936—4946. DOI: 10.1016/J.BIOMATERIALS.2012.03.036.
- Borisova T. (2016). Permanent dynamic transporter-mediated turnover of glutamate across the plasma membrane of presynaptic nerve terminals: arguments in favor and against. *Rev. Neurosci.*, **27**, № 1, 71—81. DOI: 10.1515/revneuro-2015-0023.
- Borisova T. (2018). Nervous system injury in response to contact with environmental, engineered and planetary micro- and nano-sized particles. *Front. Physiol.*, **9**, 728. DOI: 10.3389/fphys.2018.00728.
- Borisova T. (2019). Express assessment of neurotoxicity of particles of planetary and interstellar dust *npj Microgravity*, **5**, № 1, 2. DOI: 10.1038/s41526-019-0062-7.
- Borisova T., Borysov A. (2016). Putative duality of presynaptic events. *Rev. Neurosci.*, **27**, № 4, 377—383. DOI: 10.1515/revneuro-2015-0044.
- Borisova T., Kucherenko D., Soldatkin O., et al. (2018). An amperometric glutamate biosensor for monitoring glutamate release from brain nerve terminals and in blood plasma. *Anal. Chim. Acta*, **1022**, 113—123.
- Borisova T., Pozdnyakova N., Dudarenko M., et al. (2021). GABAA receptor agonist cinazepam and its active metabolite 3-hydroxyphenazepam act differently at the presynaptic site. *Eur. Neuropsychopharmacol.*, **45**, 39—51. DOI: 10.1016/j.euroneuro.2021.03.013.

10. Borisova T., Pozdnyakova N., Krisanova N., et al. (2021). Unique features of brain metastases-targeted AGuIX nanoparticles vs their constituents: A focus on glutamate-/GABA-ergic neurotransmission in cortex nerve terminals. *Food Chem. Toxicol.*, **149**, 112004. DOI: 10.1016/j.fct.2021.112004.
11. Borisova T., Pozdnyakova N., Shaitanova E., et al. (2015). Synthesis of new fluorinated analogs of GABA, Pregabalin bioisosteres, and their effects on [3H]GABA uptake by rat brain nerve terminals. *Bioorg. Med. Chem.*, **23**, № 15, 4316–4323. DOI: 10.1016/J.BMC.2015.06.038.
12. Borysov A., Krisanova N., Chunihin O., et al. (2014). A comparative study of neurotoxic potential of synthesized polysaccharide-coated and native ferritin-based magnetic nanoparticles. *Croat. Med. J.*, **55**, № 3, 195–205. DOI: 10.3325/cmj.2014.55.195.
13. Bourdon J. A., Saber A. T., Jacobsen N. R., Jensen K. A., Madsen A. M., Lamson J. S., Wallin H., Moller P., Loft S., Yauk C. L., Vogel U. B. (2012). Carbon black nanoparticle instillation induces sustained inflammation and genotoxicity in mouse lung and liver. *Particle and Fibre Toxicol.*, **9**, № 1, 5. DOI: 10.1186/1743-8977-9-5.
14. Cami J., Bernard-Salas J., Peeters E., et al. (2010). Detection of C60 and C70 in a young planetary nebula. *Science*, **329**, № 5996, 1180–1182. DOI: 10.1126/SCIENCE.1192035.
15. Campbell E. K., Holz M., Gerlich D., et al. (2015). Laboratory confirmation of C60(+) as the carrier of two diffuse interstellar bands. *Nature*, **523**, № 7560, 322–323. DOI: 10.1038/NATURE14566.
16. Chatterjee A., Wang A., Lera M., et al. (2010). Lunar soil simulant uptake produces a concentration-dependent increase in inducible nitric oxide synthase expression in murine RAW 264.7 macrophage cells. *J. Toxicol. Environ. Heal. Part A*, **73**, № 9, 623–626. DOI: 10.1080/15287390903578182.
17. Cordiner M. A., Linnartz H., Cox N. L. J., et al. (2019). Confirming interstellar C60+ using the Hubble Space Telescope. *Astrophys. J. Lett.*, **875**, № 2, L28. DOI: 10.3847/2041-8213/AB14E5.
18. Cotman C. W. (1974). Isolation of synaptosomal and synaptic plasma membrane fractions. *Methods Enzymol.*, **31**, 445–452.
19. Evans A., van Loon J. T., Woodward C. E., et al. (2012). Solid-phase C60 in the peculiar binary XX Oph. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. Lett.*, **421**, № 1, L92–L96. DOI: 10.1111/J.1745-3933.2012.01213.X.
20. Friedman S. H., DeCamp D. L., Kenyon G. L., et al. (1993). Inhibition of the HIV-1 protease by fullerene derivatives: model building studies and experimental verification. *J. Amer. Chem. Soc.*, **115**, № 15, 6506–6509. DOI: 10.1021/JA00068A005.
21. Huang Y. Y., Sharma S. K., Yin R., et al. (2014). Functionalized fullerenes in photodynamic therapy. *J. Biomed. Nanotechnol.*, **10**, № 9, 1918. DOI: 10.1166/JBN.2014.1963.
22. Juha L., Krása J., Láska L., et al. (1993). Fast degradation of fullerenes by ultraviolet laser radiation. *Appl. Phys. B. Photo-phys. Laser Chem.*, **57**, № 1, 83–84. DOI: 10.1007/BF00324103/METRICS.
23. Krisanova N., Kasatkina L., Sivko R., et al. (2013). Neurotoxic potential of lunar and martian dust: influence on em, proton gradient, active transport, and binding of glutamate in rat brain nerve terminals. *Astrobiol.*, **13**, № 8, 679–692. DOI: 10.1089/ast.2012.0950.
24. Krisanova N. V., Triakash I. O., Borisova T. A. (2009). Synaptopathy under conditions of altered gravity: changes in synaptic vesicle fusion and glutamate release. *Neurochem. Int.*, **55**, № 8, 724–731. DOI: 10.1016/J.NEUINT.2009.07.003.
25. Larson E., Howlett B., Jagendorf A. (1986). Artificial reductant enhancement of the Lowry method for protein determination. *Anal. Biochem.*, **155**, № 2, 243–248. DOI: 10.1016/0003-2697(86)90432-X.
26. Liu J., Ohta S. ichi, Sonoda A., et al. (2007). Preparation of PEG-conjugated fullerene containing Gd³⁺ ions for photodynamic therapy. *J. Control. Release*, **117**, № 1, 104–110. DOI: 10.1016/J.JCONREL.2006.10.008.
27. Maeda-Mamiya R., Noiri E., Isobe H., et al. (2010). In vivo gene delivery by cationic tetraamino fullerene. *Proc. Nat. Acad. Sci. U. S. A.*, **107**, № 12, 5339–5344. DOI: 10.1073/PNAS.0909223107/ASSET/30D5E1E2-9A10-4F23-9643-2EE45D-A03CBA/ASSETS/GRAPHIC/PNAS.0909223107EQ2.GIF.
28. Markovic Z., Trajkovic V. (2008). Biomedical potential of the reactive oxygen species generation and quenching by fullerenes (C60). *Biomaterials*, **29**, № 26, 3561–3573. DOI: 10.1016/J.BIOMATERIALS.2008.05.005.
29. Pozdnyakova N., Krisanova N., Dudarenko M., et al. (2020). Inhibition of sigma-1 receptors substantially modulates GABA and glutamate transport in presynaptic nerve terminals. *Exp. Neurol.*, **333**. DOI: 10.1016/J.EXPNEUROL.2020.113434.
30. Pozdnyakova N., Pastukhov A., Dudarenko M., et al. (2016). Neuroactivity of detonation nanodiamonds: dose-dependent changes in transporter-mediated uptake and ambient level of excitatory/inhibitory neurotransmitters in brain nerve terminals. *J. Nanobiotechnol.*, **14**, № 1, 25. DOI: 10.1186/s12951-016-0176-y.
31. Quick K. L., Ali S. S., Arch R., et al. (2008). A carboxyfullerene SOD mimetic improves cognition and extends the lifespan of mice. *Neurobiol. Aging*, **29**, № 1, 117–128. DOI: 10.1016/J.NEUROBIOLAGING.2006.09.014.
32. Rehders M., Grosshäuser B. B., Smarandache A., et al. (2011). Effects of lunar and mars dust simulants on HaCaT keratinocytes and CHO-K1 fibroblasts. *Adv. Space Res.*, **47**, № 7, 1200–1213. DOI: 10.1016/j.asr.2010.11.033.

33. Rouse J. G., Yang J., Ryman-Rasmussen J. P., et al. (2007). Effects of mechanical flexion on the penetration of fullerene amino acid-derivatized peptide nanoparticles through skin. *Nano Lett.*, **7**, № 1, 155–160. DOI: 10.1021/NL062464M.
34. Santos S. M., Dinis A. M., Peixoto F., et al. (2014). Interaction of fullerene nanoparticles with biomembranes: from the partition in lipid membranes to effects on mitochondrial bioenergetics. *Toxicol. Sci.*, **138**, № 1, 117–129. DOI: 10.1093/TOXSCI/KFT327.
35. Shershakova N., Baraboshkina E., Andreev S., et al. (2016). Anti-inflammatory effect of fullerene C60 in a mice model of atopic dermatitis. *J. Nanobiotechnol.*, **14**, № 1, 1–11. DOI: 10.1186/S12951-016-0159-Z/TABLES/2.
36. Soldatkin O., Nazarova A., Krisanova N., et al. (2015). Monitoring of the velocity of high-affinity glutamate uptake by isolated brain nerve terminals using amperometric glutamate biosensor. *Talanta*, **135**, 67–74. DOI: 10.1016/j.talanta.2014.12.031.
37. Sun Y. P., Ma B., Bunker C. E., et al. (1995). All-carbon polymers (polyfullerenes) from photochemical reactions of fullerene clusters in room-temperature solvent mixtures. *J. Amer. Chem. Soc.*, **117**, № 51, 12705–12711. DOI: 10.1021/JA00156A007.
38. Taylor R., Parsons J. P., Avent A. G., et al. (1991). Degradation of C60 by light. *Nat. 1991 3516324*, **351**, № 6324, 277–277. DOI: 10.1038/351277a0.
39. Tsuchiya T., Oguri I., Yamakoshi Y. N., et al. (1996). Novel harmful effects of [60]fullerene on mouse embryos in vitro and in vivo. *FEBS Lett.*, **393**, № 1, 139–145. DOI: 10.1016/0014-5793(96)00812-5.
40. Wallace W. T., Taylor L. A., Liu Y., et al. (2009). Lunar dust and lunar simulant activation and monitoring. *Meteorit. Planet. Sci.*, **44**, № 7, 961–970.
41. Yin J. J., Lao F., Fu P. P., et al. (2009). The scavenging of reactive oxygen species and the potential for cell protection by functionalized fullerene materials. *Biomaterials*, **30**, № 4, 611. DOI: 10.1016/J.BIOMATERIALS.2008.09.061.
42. Zakharian T. Y., Seryshev A., Sitharaman B., et al. (2005). A fullerene-paclitaxel chemotherapeutic: synthesis, characterization, and study of biological activity in tissue culture. *J. Amer. Chem. Soc.*, **127**, № 36, 12508–12509. DOI: 10.1021/JA0546525.

Стаття надійшла до редакції 25.07.2023

Після доопрацювання 01.08.2023

Прийнято до друку 25.08.2023

Received 25.07.2023

Revised 01.08.2023

Accepted 25.08.2023

N. V. Krisanova, Senior Researcher, PhD in Biology

M. V. Dudarenko, Junior Researcher

A. O. Pastukhov, Researcher, PhD in Biology

ORCID: 0000-0001-5837-6412

E-mail: pastukhovart@gmail.com

R. V. Sivko, Researcher, PhD in Biology

L. M. Kalynovska, postgraduate

ORCID: 0000-0002-3741-7040

M. M. Driuk, graduate student

A. G. Nazarova, senior engineer

I. I. Gutich, laboratory assistant

V. V. Shliakhovyi, engineer

N. G. Pozdnyakova, Senior Researcher, PhD in Biology

ORCID: 0000-0001-9922-5389

Palladin Institute of Biochemistry of the National Academy of Sciences of Ukraine, Department of Neurochemistry
9, Leontovicha Str., Kyiv, 01054 Ukraine

EVALUATION OF THE POTENTIAL NEUROACTIVITY IN THE BRAIN NERVE TERMINALS OF THE C60 FULLERENE PLANETARY DUST COMPONENT

A study of the infrared spectrum of the environment of the planetary nebula Tc 1 revealed the radiation of cold and neutral fullerenes C60 and C70. The results of the analysis of infrared spectra obtained using the Hubble space telescope conclusively proved the existence of C60+ fullerene in the interstellar medium. These large carbon-containing molecules can form and exist in the interstellar medium and are candidates to explain many diffuse interstellar absorption bands. In this study, the potential neuroactivity of the C60 fullerene as a planetary dust component was assessed in the isolated rat brain nerve terminals. It was shown that C60 fullerene in the unirradiated state at concentrations of 0.05–0.25 mg/ml did not change the extracellular levels of excitatory neurotransmitter L-[¹⁴C]glutamate and inhibitory neurotransmitter [³H]GABA in the preparations of rat brain nerve terminals. An increase in fullerene C60 concentrations up to 0.5 and 1.00 mg/ml was accompanied by an increase in the extracellular levels of L-[¹⁴C]glutamate and [³H]GABA in the preparations of nerve terminals. Therefore, fullerene C60 did not cause signs of acute neurotoxicity in the brain nerve terminals within the concentration range of 0.05–0.25 mg/ml. However, given that C60 undergoes photooxidation, it can be expected that it may acquire neurotoxic properties in situ.

Keywords: planetary dust, fullerene C60, L-[¹⁴C]glutamate, [³H]GABA, synaptosomes, brain nerve terminals, extracellular neurotransmitter levels.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.069>
УДК 523.68, 520.373, 521.97, 528.021.4, 528.23

П. М. КОЗАК¹, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук
E-mail: kpm@knu.ua
І. В. ЛУК'ЯНИК¹, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук
Л. В. КОЗАК², доцент, канд. фіз.-мат. наук
О. Б. СТЕЛЯ³, старш. наук. співроб., канд. фіз.-мат. наук

¹ Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Астрономічна обсерваторія
вул. Обсерваторна 3, Київ, Україна, 04053

² Київський національний університет імені Тараса Шевченка, фізичний факультет
просп. Академіка Глушкова 4, Київ, Україна, 03680

³ Київський національний університет імені Тараса Шевченка, факультет комп'ютерних наук та кібернетики
просп. Академіка Глушкова 4д, Київ, Україна, 02000

ВИКОРИСТАННЯ ГЕОДЕЗИЧНОЇ, ГЕОЦЕНТРИЧНОЇ ТА ТОПОЦЕНТРИЧНИХ СИСТЕМ КООРДИНАТ У МЕТЕОРНИЙ АСТРОНОМІЇ ТА СУМІЖНИХ ЗАДАЧАХ

Розглядається задача використання геодезичної, геоцентричної та топоцентричних систем координат при обробці відеоспостережень метеорів та інших динамічних об'єктів у земній атмосфері. Для метеорних висот діапазону 0...200 км та довільних широт земного еліпсоїда обчислюється різниця геодезичної та геоцентричної широти; відповідна кутівому зміщенню довжина дуги земного меридіана; та різниця геодезичної та геоцентричної висоти над земним еліпсоїдом. Робиться висновок про те, що при обчисленнях кінематичних параметрів метеорів та траєкторних вимірюваннях за спостереженнями балістичних об'єктів на заданих висотах та великих відстанях між пунктами спостережень оптимальним вибором є геоцентрична чи аналогічні топоцентричні системи координат, без використання горизонтальних систем координат як проміжних. Така ж система координат використовується при геоцентрично-геліоцентричних перетвореннях перед безпосереднім обчисленням елементів геліоцентричних орбіт метеороїдів. Відмічається, що при нанесенні проєкцій траєкторій метеорів на карту Землі з метою пошуку їхніх залишків — метеоритів — слід робити перехід від геоцентричної до геодезичної системи координат, оскільки різниця між ними може сягати більш ніж 11 кутових хвилин дуги для об'єктів, розташованих на висоті 100 км над поверхнею земного еліпсоїда, що відповідає зміщенню 21 км. Різниця геодезичних та геоцентричних висот є незначною та становить 0.5 м на висоті 100 км та трохи більше від 1 м на висоті 200 км, і нею можна знехтувати при метеорних розрахунках та у більшості задач балістики. Запропоновано альтернативний векторний метод зворотного переходу від геоцентричних до геодезичних координат та приведено числовий розв'язок відповідного рівняння. Для зменшення розрахункового часу при масовій обробці рекомендується замість числового розв'язку зворотної задачі використовувати апроксимацію елементарними функціями. Приводиться приклад апроксимації, який для параметрів земного еліпсоїда дає максимальне відхилення широти порядку однієї кутової хвилини дуги, або 35 м на поверхні Землі. Відмічається, що такої точності достатньо для метеорних вимірювань, однак для балістичних задач точність апроксимації має бути кращою.

Ключові слова: метеор, відеоспостереження метеорів, обчислення висоти метеора, проєкція траєкторії метеора на карту Землі, геодезична система координат, геоцентрична система координат, точність обчислень кінематичних параметрів метеора.

Цитування: Козак П. М., Лук'яник І. В., Козак Л. В., Стеля О. Б. Використання геодезичної, геоцентричної та топоцентричних систем координат у метеорній астрономії та суміжних задачах. *Космічна наука і технологія*. 2023. 29, № 5 (144). С. 69—78. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.069>

© 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

Важливою задачею обробки метеорних спостережень є точність обчислення кінематичних параметрів метеороїдів. Точність таких параметрів траєкторії метеора, як екваторіальні координати радіанта, модуль швидкості метеороїда, його висота над рівнем моря тощо, а далі і елементів його геліоцентричної орбіти залежить від декількох базових факторів. Насамперед це просторова та часова роздільна здатність спостережної апаратури, зумовлена фокусною відстанню об'єктива і роздільною здатністю приймача випромінювання відеокамери. Точність початкової астрометричної обробки також залежить від цих факторів через похідні параметри, як то кутовий розмір пікселя та поле зору камери, які забезпечують необхідну кількість опорних зір у кадрі та точність вимірів їхніх положень. Крім того, важливим фактором є правильно підібрані редуційні моделі [5]. Остаточна якість фінальних триангуляційних розрахунків забезпечується точністю визначення координат пунктів спостереження на земній поверхні.

Щодо останнього пункту — точності обчислення геодезичних координат пунктів спостереження — на сьогодні немає формальних проблем, оскільки такі координати легко розраховуються за допомогою GPS-приймачів у рамках моделі земного еліпсоїда. Раніше використовувалися географічні координати пунктів спостереження, розраховані геодезистами, і які надалі можна було за необхідності конвертувати у прямокутні геоцентричні координати. Використання саме прямокутних геоцентричних систем координат (СК) дає можливість ефективно оперувати подальшою обробкою кінематичних даних метеора.

Так, в роботі [6] використовується векторний метод, в якому розрахунок траєкторії метеора, включаючи вектор його геоцентричної швидкості, висот над рівнем моря та інших кінематичних параметрів, що підлягають каталогізації, здійснюється у прямокутній геоцентричній правоорієнтованій СК (вісь Z напрямлена у полюс світу, вісь X — у гринвіцький меридіан, вісь Y доповнює СК до правоорієнтованої), та її топоцен-

тричних аналогів, розміщених у пунктах спостережень.

На відміну від класичного підходу, який використовує громіздкі формули сферичної астрономії та локальні горизонтальні системи координат, у яких параметри метеора (елевація чи азимут) не мають особливого значення і самостійно ніде не приводяться (елевація над горизонтом використовується у фотометричній обробці при врахуванні атмосферного поглинання), даний метод дозволяє отримувати одразу шукані кінематичні параметри метеора. Можливість такого підходу зумовлена тим, що астрометрична обробка зображення метеора базується на використанні опорних зірок у кадрі, які забезпечують розрахунок екваторіальних координат метеора. А оскільки екваторіальна і географічна геоцентрична прямокутна СК повернуті одна відносно одної на кут, що є зоряним часом, перехід між ними реалізується елементарно — поворотом навколо осі Z , — знову-таки у векторному вигляді [6, 7]. Якщо йдеться про траєкторії балістичних об'єктів, які розраховуються за допомогою відеокамер, параметри положення яких було відкалібровано у локальних горизонтальних СК без залучення віддалених астрономічних (або інших) опорних об'єктів, то цілком очевидно, що такий підхід неможливий, і використання горизонтальних СК є необхідним. Але і в цьому випадку при значній віддаленості точок старту та приземлення балістичного об'єкта геоцентрична СК може використовуватись як проміжна перехідна СК між заданими координатами в горизонтальних СК. Аналогічна ситуація виникає при випадкових денних спостереженнях болідів, зроблених, наприклад, за допомогою автомобільних відео реєстраторів. У цьому випадку визначаються горизонтальні координати боліда за видимими в кадрі стаціонарними об'єктами, геодезичні координати яких можна знайти на картах (наприклад у програмі “Google Earth”) і далі пов'язати з їхніми локальними горизонтальними координатами [4], враховуючи, що зеніт у горизонтальній СК визначається саме за геодезичною широтою. Однак подальший перехід до геліоцентричної СК знову вимагає знання геоцентричних координат боліда.

Отже, прямокутна геоцентрична СК при опрацюванні знімків метеорів є досить зручним інструментом, тим більше що подальша трансформація координат метеорів в геліоцентричну СК для обчислення орбіт метеороїдів також використовує саме геоцентричну СК. Тим не менш, обчислені висоти метеора (вірніше їхні аналоги) у геоцентричній СК, строго кажучи, не збігаються з їхніми реальними геодезичними висотами над рівнем моря (поверхнею земного еліпсоїда). Виникає запитання, чи варто проводити трансформацію розрахованої геоцентричної висоти у геодезичну перед каталогізацією параметрів метеора, чи такою різницею можна знехтувати? Як було сказано вище, точність розрахунку просторових координат метеора, зокрема його висоти в геоцентричній СК, тісно пов'язана із спостережною апаратурою. Так, при спостереженнях в Києві з телевізійними системами типу суперізокон з використанням фотографічних об'єктивів Геліос-40 ($F = 85$ мм, $F/1.5$, поле зору $13^\circ \times 11^\circ$, розмір пікселя $2.2'$) або Юпітер-3 ($F = 50$ мм, $F/1.5$, поле зору $23.5^\circ \times 19^\circ$, розмір пікселя $4'$) точність обчислення висоти варіює у межах 90...120 м [8], хоча при правильно підібраній базисній відстані та напрямку оптичних осей може бути доведена до 20...30 м [9]. Похибка просторових вимірів, зокрема висоти, для інших метеорних мереж приблизно така ж. Так, для Каліфорнійської метеорної спостережної мережі CAMS характерна похибка порядку 60 м [2, 3]. Інші відео- та фотографічні спостереження мають похибку від 30 до 100 м; радарні спостереження дають похибку 1...3 км (див. таблицю у роботі [3]). Отже, якщо різниця геоцентричної і геодезичної висоти не перевищує похибки розрахунків, переходом від розрахованих із спостережень геоцентричних до геодезичних висот можна знехтувати.

Загалом точність визначення висоти метеора є актуальною задачею фізичних моделей руху метеора в атмосфері, оскільки потребує правильних значень щільності атмосфери на заданій висоті, а також має самостійне значення як для характеру взаємодії метеора з атмосферою, так і для досліджень будови самої атмосфери, зокрема для пояснення аномально великих висот появи світіння, плавлення та абляції метеора [10] та

відносно недавніх досліджень інших метеорних аномалій [11].

Схожа задача виникає і з кутовими координатами точок на траєкторії метеора — топоцентричних довготи і широти. Досить часто для демонстрації траєкторій деяких індивідуальних (як правило яскравих) метеорів в наукових статтях приводять їхні проєкції на земну поверхню, тобто на поверхню земного еліпсоїда. Іншим, ще одним, випадком є нанесення слідів усіх спостережених метеорів за певний період часу, наприклад за час дії деякого метеорного потоку, або за рік спостережень. І хоча така демонстрація не має ніякого наукового продовження, все ж вона має (хоча б наближено) відповідати реальності. Більш того, ситуація радикально змінюється, коли йдеться про знімки яскравих повільних болідів, які можуть випасти на землю у вигляді метеоритів, але у поле зору камер попадали на великих висотах, а отже, їхній пошук є надзвичайно важливим елементом метеорних досліджень, і правильність нанесеної на карту кінцевої ділянки траєкторії є визначальним фактором успіху такої процедури [4, 12]. Як приклад можна навести і іншу важливу причину наводити коректну геодезичну проєкцію на карти — так було при прольоті Челябінського боліда, де аналізувався зв'язок між точкою вибуху і генерації ударної хвилі та пошкодженнями, які цей вибух завдав [1].

Дана робота носить практичний характер в області метеорної астрономії та суміжних задач (наприклад балістики), і присвячена визначенню різниці висот і широт (довготи залишаються незмінними) в геоцентричній і геодезичній СК для достатньо великих висот до 200 км як функції широти та висоти.

КОНВЕРТАЦІЯ ГЕОДЕЗИЧНИХ КООРДИНАТ У ГЕОЦЕНТРИЧНІ ТА НАВПАКИ В ЗАДАЧАХ МЕТЕОРНОЇ АСТРОНОМІЇ

Загальна постановка задачі. Задача переходу з геоцентричної в геодезичну СК для заданого земного еліпсоїда загалом не є оригінальною, хоча і рідко використовується безпосередньо в геодезії. У підручниках з геодезії і деяких статтях можна зустріти опис трансформації координат з геодезичної (географічної) СК в геоцентричну та навпаки,

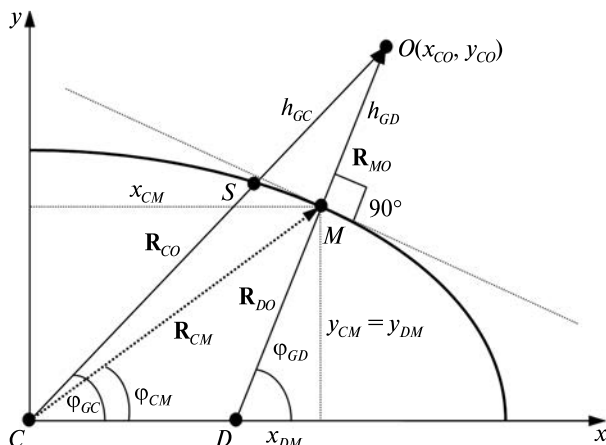


Рис. 1. Двовимірна геометрична схема для пояснення прямої та зворотної задачі перерахунку геодезичних координат об'єкта, а саме висоти над еліпсоїдом та широти в геоцентричні та навпаки

однак приведені формули використовуються радше для поверхні еліпсоїда чи малих висот підвищення поверхні, хоча і розглядаються для різних широт. Зокрема, детальний опис як прямої задачі переходу геодезична СК — геоцентрична СК, так і декілька числових методів розв'язку задачі зворотного переходу геоцентрична СК — геодезична СК можна знайти в роботі [14]. Проте типова для метеорної науки задача про точність трансформації з однієї СК в іншу на висотах над рівнем моря порядку 100 км або вище у літературних джерелах описана недостатньо. Йдеться про обчислення різниці геодезичної φ_{GD} (в літературі, присвяченій геодезії, часто використовується символ B) та геоцентричної φ_{GC} (зазвичай просто φ) широт заданої точки O , а також різниці між геодезичною висотою над рівнем моря $h_{GD} = |\mathbf{R}_{MO}|$ та відстанню від поверхні земного еліпсоїда до даної точки h_{GC} (SO) вздовж геоцентричного радіуса-вектора \mathbf{R}_{CO} (див. рис. 1).

Оскільки пряма задача у векторному вигляді була виведена нами раніше в роботі [6], а зворотна задача розв'язувалася чисельно для аналогічного векторного переходу, незалежно від опублікованих в інших джерелах методів — приведемо їх в даній роботі. Дані методи ми використовуємо для обчислення різниці широт і висот метеора. Вони можуть розглядатися як альтернативні до приведених у літературних джерелах.

Пряма задача — переведення геодезичних координат в геоцентричні для метеорних висот і довільних широт. Пряма задача ставиться таким чином. Нехай для вибраного земного еліпсоїда з великою піввіссю a та ексцентриситетом e (додатково введемо змінні $k^2 = b^2/a^2 = 1 - e^2$, b — мала піввісь еліпсоїда) задано геодезичні координати φ_{GD} , h_{GD} деякої точки O (це може бути як спостережний пункт, розміщений на відносно малих висотах, так і будь-яка точка на висоті метеора) і потрібно розрахувати її геоцентричні координати φ_{GC} , h_{GC} .

На рис. 1 зображено північну чверть земного еліпсоїда у меридіанному розрізі — цього достатньо для загального розв'язку поставленої задачі (для південної півкулі розрахунок здійснюється аналогічно). Меридіанний розріз розглядаємо тому, що довгота не змінюється при переході з однієї СК в іншу, отже слід за координатами φ_{GD} , h_{GD} точки O розрахувати її координати φ_{GC} , h_{GC} . Головна формула, яку планується використати, — векторна і має вигляд

$$\mathbf{R}_{CO} = \mathbf{R}_{CM} + \mathbf{R}_{MO}.$$

Компоненти вектора \mathbf{R}_{MO} можуть бути знайдені з початкових даних за формулами

$$x_{MO} = h_{GD} \cos \varphi_{GD},$$

$$y_{MO} = h_{GD} \sin \varphi_{GD}.$$

Для того щоб знайти вектор \mathbf{R}_{CM} , скористаємося двома формулами, дійсними для точок на поверхні еліпсоїда. Перша формула переводить геодезичну широту об'єкта (точка M на еліпсоїді) у геоцентричну φ_{CM} (рис. 1):

$$\operatorname{tg} \varphi_{CM} = k^2 \operatorname{tg} \varphi_{GD}, \quad (1)$$

а друга служить для визначення геоцентричної відстані CM до згаданої точки:

$$R_{CM} = \frac{a\sqrt{1-e^2}}{\sqrt{1-e^2 \cos^2 \varphi_{CM}}} = \frac{b}{\sqrt{1-e^2 \cos^2 \varphi_{CM}}}. \quad (2)$$

Звідси знаходимо прямокутні геоцентричні компоненти вектора \mathbf{R}_{CM} :

$$x_{CM} = R_{CM} \cos \varphi_{CM},$$

$$y_{CM} = R_{CM} \sin \varphi_{CM},$$

і остаточно $\mathbf{R}_{CO} = \mathbf{R}_{CM} + \mathbf{R}_{MO}$. Далі формально

$$\varphi_{GC} = \arctg(y_{CO} / x_{CO}), \quad x_{CO} \neq 0,$$

$$h_{GC} = R_{CO} - R_{CS},$$

де R_{CS} знаходиться з формули, аналогічної формулі (2), у якій використовується отримане значення φ_{GC} .

Паралельно можна визначити, для подальшого порівняння зі зворотним перетворенням, прямокутні координати точки M через геодезичну широту з класичних формул геодезії:

$$x_{CM} = \frac{a \cos \varphi_{GD}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi_{GD}}},$$

$$y_{CM} = \frac{a(1 - e^2) \sin \varphi_{GD}}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi_{GD}}}.$$

Зворотна задача — переведення геоцентричних координат у геодезичні для метеорних висот і довільних широт. Задача ставиться аналогічним чином — для того ж еліпсоїда за обчисленими геоцентричною широтою та висотою φ_{GC} , h_{GC} (CO , рис. 1) деякої точки O на метеорі (чи іншого об'єкта на балістичній траєкторії) отримати її геодезичні аналоги φ_{GD} , h_{GD} . Тобто, відомим вважається вектор \mathbf{R}_{CO} , і планується використати аналогічний векторний підхід.

Наявність відомого вектора \mathbf{R}_{CO} означає, що відомі геоцентричні прямокутні координати точки O , а саме $\{x_{CO}, y_{CO}\}$, однак допоміжний вектор \mathbf{R}_{CM} — невідомий (у підручниках з вищої геодезії [14] можна знайти інформацію про те, що така зворотна задача вирішується чисельно). Будемо виходити з таких міркувань: пряма нормалі з точки O до поверхні еліпсоїда має, з одного боку, проходити через точку O , тобто описуватись рівнянням

$$y - y_{CO} = A_N(x - x_{CO}), \quad (3)$$

де A_N — деякий наразі невідомий коефіцієнт, що відображає тангенс кута нахилу нормалі до осі X . З іншого боку, вона має бути нормаллю до дотичної до еліпса в шуканій точці M , тобто мати прямокутні координати $\{x_{CM}, y_{CM}\}$. Рівняння дотичної до еліпса має вигляд

$$\frac{xx_{CM}}{a^2} + \frac{yy_{CM}}{b^2} = 1$$

у канонічному вигляді, або

$$y = -\frac{x_{CM}}{y_{CM}} \frac{b^2}{a^2} x + \frac{b^2}{y_{CM}},$$

де тангенс кута нахилу відповідно є

$$A_T = -\frac{x_{CM}}{y_{CM}} \frac{b^2}{a^2},$$

а отже для нормалі він буде

$$A_N = -1/A_T = \frac{y_{CM}}{x_{CM}} \frac{a^2}{b^2}. \quad (4)$$

Підставляючи отримане значення у вираз (3), отримаємо рівняння прямої — нормалі до еліпса, яка також проходить через точку O :

$$y - y_{CO} = \frac{y_{CM}}{x_{CM}} \frac{a^2}{b^2} (x - x_{CO}),$$

а безпосередньо для шуканої точки з координатами $\{x_{CM}, y_{CM}\}$ отримаємо вираз

$$y_{CM} - y_{CO} = \frac{y_{CM}}{x_{CM}} \frac{a^2}{b^2} (x_{CM} - x_{CO}). \quad (5)$$

Маємо двоє невідомих $\{x_{CM}, y_{CM}\}$, але оскільки точка M лежить на поверхні еліпса, можна скористатись його рівнянням

$$\frac{x_{CM}^2}{a^2} + \frac{y_{CM}^2}{b^2} = 1, \quad (6)$$

виразити y_{CM} через x_{CM} та підставити у вираз (5). Остаточно отримаємо рівняння для чисельного розв'язку (ми скористалися методом ділення відрізка навпіл):

$$\left(1 - \frac{x_{CO}}{x_{CM}}\right) \frac{a^2}{b^2} + \frac{y_{CO}}{b \sqrt{1 - \frac{x_{CM}^2}{a^2}}} - 1 = 0. \quad (7)$$

Після знаходження x_{CM} знайдемо y_{CM} з виразу (6).

Також можна знайти величини

$$\varphi_{CM} = \arctg(y_{CM} / x_{CM}), \quad x_{CM} \neq 0,$$

$$R_{CM} = \sqrt{x_{CM}^2 + y_{CM}^2}.$$

Далі у зворотному порядку $\mathbf{R}_{MO} = \mathbf{R}_{CO} - \mathbf{R}_{CM}$, де шукана висота є довжиною вектора \mathbf{R}_{MO} :

$$h_{GD} = R_{MO} = |\mathbf{R}_{MO}|.$$

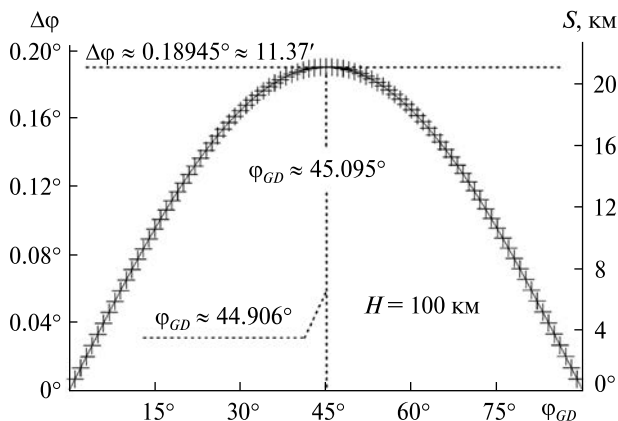


Рис. 2. Залежність різниці $\Delta\varphi$ геодезичної та геоцентричної широти для висоти 100 км та відповідної довжини S дуги меридіана від геодезичної широти φ_{GD}

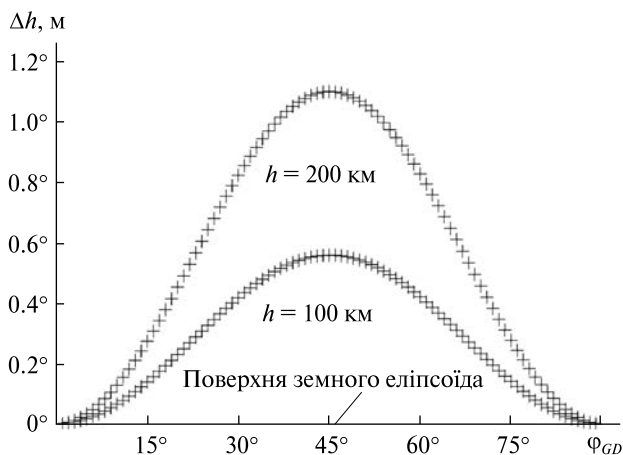


Рис. 3. Залежність різниці геодезичної та геоцентричної висоти від геодезичної широти для висот 100 км та 200 км

А геодезична широта знайдеться з виразу

$$\varphi_{GD} = \arctg A_N,$$

де A_N знаходиться з (4) після розв'язку рівняння (7).

АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ РЕЗУЛЬТАТІВ

Для остаточного аналізу розв'язку поставленої практичної задачі будемо розглядати такі величини: $\Delta\varphi = \varphi_{GD} - \varphi_{GC} \geq 0$, $\Delta h = h_{GC} - h_{GD} \geq 0$, S — відповідна довжина дуги меридіана на поверхні еліпсоїда, що відповідає зміщенню при нанесенні на карту замість геодезичної широти φ_{GD}

геоцентричної φ_{GC} . Остання визначається за наближеною формулою $S = M_{12}(\varphi_{GD1} - \varphi_{GD2})$, яка в нашому випадку має вигляд

$$S = M_{GDGC}(\varphi_{GD} - \varphi_{GC}),$$

де M_{GDGC} — значення радіуса меридіана для середньої широти $\varphi_{GDGC} = (\varphi_{GD} + \varphi_{GC})/2$, яке визначається за відомою з геодезії формулою

$$M_{GDGC} = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi_{GDGC})^{3/2}}.$$

Для розрахунків ми використали, як і раніше в роботі [6], параметри земного еліпсоїда GRS 80 [13], $a = 6378.137$ км, $e = 0.08181919$, хоча для даної задачі тип моделі не відіграє суттєвої ролі. Залежність $\Delta\varphi = f(\varphi_{GD})$, розраховану для висоти 100 км, приведено на рис. 2.

Там же вказано шкалу для довжини S дуги меридіана, яка пов'язана з $\Delta\varphi$ майже лінійною залежністю. Як видно з рис. 2, дана крива має форму, дуже схожу на косинусоїду з максимумом на 45° — суцільна лінія відображає $\cos(2\varphi_{GD} - \pi/2)$. Загалом видно, що величина $\Delta\varphi$, яка відповідає куту $\angle COD$ (або $\angle SOM$) на рис. 1, має зменшуватися, як і S , зі збільшенням висоти, тоді як різниця висот Δh , яка дорівнює нулеві на поверхні еліпсоїда, — має збільшуватися. При збільшенні висоти від 0 до 200 км різниця широт зменшується від 0.19242° (для $H = 0$, тобто для поверхні еліпсоїда дане значення за допомогою формули (1) можна перевірити) до 0.18656° (від $11.54'$ до $11.19'$) для $\varphi_{GD} = 45^\circ$, де відхилення максимальне; довжина дуги меридіана при цьому зменшується відповідно від 21.4 до 20.7 км). Для широти 30° (та близько 60°) різниця широт при аналогічному збільшенні висоти змінюється від 0.166° до 0.161° (від $9.98'$ до $9.68'$); дуга меридіана зменшується від 18.4 до 17.9 км відповідно. Звідси стає очевидним, що при нанесенні сліду метеора на карту обов'язково слід робити перехід від геоцентричних координат, розрахованих у відповідності до [6] та описаного в даній роботі підходу, до геодезичних. Аналогічно необхідно робити перехід від геодезичних координат, розрахованих, наприклад, при денних спостереженнях, до геоцентричних для подальшого розрахунку геліоцентричних координат метеороїда та елементів його орбіти.

На відміну від різниці широт, різниця між геодезичною та геоцентричною висотами є зовсім незначною (рис. 3) і становить на широті 45°, де вона максимальна, лише приблизно півметра на висоті 100 км, та 1.1 м на висоті 200 км. Даний результат не виглядає дивним, бо довжина дуги меридіана, що відповідає різниці широт (тобто куту $\angle SOM$ на рис. 1) в 0.19° дорівнює всього близько 350 м з висоти 100 км і 700 м з висоти 200 км. Очевидно, даною різницею в геодезичної і геоцентричної висот можна знехтувати як в метеорних дослідженнях, так і в більшості задач балістики.

Слід зауважити, що на відміну від прямого переходу від геодезичних координат до геоцентричних зворотний перехід використовує чисельний розв'язок рівняння (7), що займає певний час. Оскільки при обробці зображень метеора часто використовуються обчислення його кінематичних та фотометричних параметрів вздовж усього сліду — а це може складати декілька сотень точок у відповідності до роздільної здатності відеокамери — дана затримка у розрахунках може бути суттєвою. Особливо така затримка у перерахунку є негативним фактором при обчисленні кінематичних параметрів об'єктів в задачах балістики, які часто вимагають даних в режимі реального часу. Для того щоб уникнути подібної затримки, зважаючи на вигляд залежності $\Delta\varphi$ на рис. 2, можна вдатися до апроксимації елементарними функціями. Як уже згадувалося, дана залежність дуже близька до косинусоїди з максимумом на 45°, тобто можна скористатися апроксимацією виду

$$\Delta\varphi = A_H \cos\left(2\varphi_{GC} - \frac{\pi}{2}\right), \quad (8)$$

де амплітудний множник A_H загалом є функцією висоти (оскільки зараз йдеться про зворотний перехід від геоцентричних до геодезичних координат, у формулі використано значення φ_{GC} , тому що воно є вхідним параметром). Тут слід зауважити, що максимум величини $\Delta\varphi$ (рис. 2) не відповідає строго 45° для жодної з широт, а значенням $\varphi_{GC} \approx 44.906^\circ$ та $\varphi_{GD} \approx 45.095^\circ$. Близькість до 45° зумовлена невеликим значенням ексцентриситету земного еліпсоїда. Якщо для

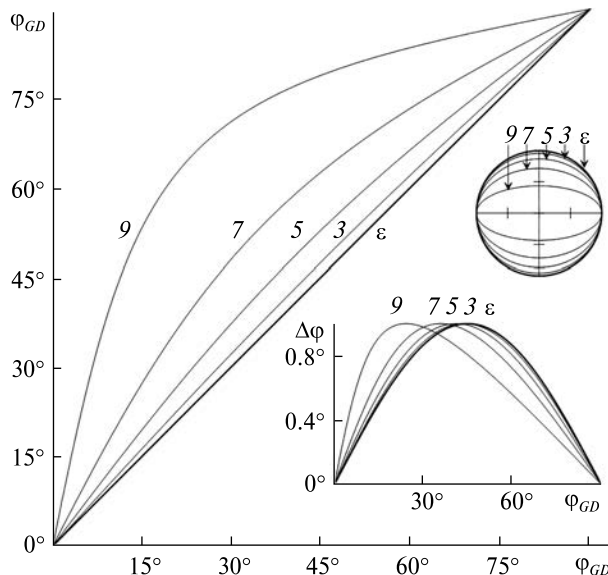


Рис. 4. Залежності геодезичної широти від геоцентричної для еліпсоїдів з різними значеннями ексцентриситету, та зміщення максимуму різниці широт (нормалізованих на одиницю) у бік зменшення геоцентричної широти, розраховані для висоти 100 км. Також приведені зображення відповідних еліпсів — числа відповідають десятим долям значень ексцентриситетів (наприклад, 7 відповідає значенню ексцентриситету 0.7), e — ексцентриситет земного еліпсоїда GRS 80

Таблиця 1. Значення досліджуваних параметрів у максимумах різниці геодезичної та геоцентричної широт для еліпсоїдів з різними ексцентриситетами для висоти 100 км у відповідності до рис. 4

Ексцентриситет	φ_{GD}	φ_{GC}	$\Delta\varphi_{MAX}$	ΔH , м	S , км
Земля, GRS 80	45.10°	44.91°	0.19°	0.56	21.1
0.3	46.34	43.68	2.66	109.4	288.5
0.5	49.07	40.99	8.08	1 019.1	824.2
0.7	54.39	35.78	18.66	5 616.7	1612.5
0.9	66.25	24.13	42.12	35 638.2	1954.2

порівняння розглянути залежність $\Delta\varphi = f(\varphi_{GC})$ для еліпсоїдів з більшими ексцентриситетами (рис. 4) то стає видно зміну залежності φ_{GD} від φ_{GC} , а також зміщення максимуму $\Delta\varphi$ у бік зменшення значень φ_{GC} (і аналогічне зміщення в бік збільшення значень φ_{GD}).

На рис. 4 для порівняння приведено нормалізовані значення параметрів $\Delta\varphi$ в їхніх максиму-

мах для $\Delta\varphi = f(\varphi_{GC})$, а абсолютні значення величин в максимумах приведено у табл. 1.

Тим не менш, апроксимація функцією (8) залежності $\Delta\varphi = f(\varphi_{GC})$ для земного еліпсоїда дає значення $A_H \approx 0.18945^\circ$ для висоти 100 км, та $A_H \approx 0.18658^\circ$ для висоти 200 км, а відповідні стандартні відхилення апроксимації 0.00022° та 0.00021° , або $0.79'$ та $0.76'$ (відповідні довжини дуг меридіана 25 та 23 м). Максимальне відхилення при цьому у діапазоні $0^\circ \dots 90^\circ$ становитиме 0.00031° ($1.12'$), що приблизно відповідатиме відстані 35 м на поверхні Землі. Загальний вигляд функції (8) при цьому буде мати вигляд

$$\Delta\varphi = (A_0 + A_1 H) \cos\left(2\varphi_{GC} - \frac{\pi}{2}\right),$$

де $A_0 \approx 0.19232^\circ$, $A_1 \approx -2.87 \cdot 10^{-5} \text{ }^\circ/\text{км}$, висота H — в кілометрах, а різниця широт $\Delta\varphi$ — у градусах. Очевидно, що для задач метеорної астрономії цього достатньо. Однак для задач балістики потрібна вища точність, а тому функцію апроксимації слід підбирати точніше, користуючись при цьому, наприклад, даними рис. 4.

ВИСНОВКИ

В результаті розгляду проблеми точності кінематичної обробки одночасних двосторонніх відеоспостережень метеорів та балістичних об'єктів у земній атмосфері було отримано такі результати. Використання геоцентричної СК у ролі основної дає ряд переваг в обчисленнях кінематичних параметрів швидких динамічних об'єктів у атмосфері, таких як висоти над рівнем земного еліпсоїда, швидкості об'єктів, напрямки руху, дальності до пунктів спостережень тощо. Її слід використовувати при нічних спостереженнях метеорів, коли кутові координати об'єктів розраховуються в екваторіальній СК, а також далі при перерахунку в геліоцентричні координати, що слугують для обчислення елементів орбіт метеороїдів. Однак при нанесенні проєкцій рухомих атмосферних об'єктів на карти слід робити попередньо обов'язковий перехід до геодезичних координат, особливо в задачах пошуку можливих залишків метеорів (метеоритів), оскільки різниця геоцентричної та геодезичної широт може сягати більше 20 км для середніх широт. При денних спостереженнях, коли базовими є

горизонтальні СК та відповідні їм геодезичні координати динамічних атмосферних об'єктів, слід робити перерахунок спочатку до топоцентричних прямокутних СК, а далі — до геоцентричної СК для подальшого обчислення елементів орбіт метеороїдів. При цьому слід використовувати геоцентричну СК для зв'язку віддалених горизонтальних СК при траєкторних вимірюваннях балістичних об'єктів. Різницею висот в геоцентричній та геодезичній СК можна знехтувати для більшості задач у діапазоні $0 \dots 200$ км, оскільки вона становить величину порядку одного метра. Також було виведено альтернативний метод чисельного розв'язку зворотної задачі переходу від геоцентричних координат до геодезичних. З урахуванням того, що чисельний розв'язок є відносно повільною процедурою, а на сліди метеора може налічуватися багато сотень точок, пропонується використовувати апроксимацію залежності $\Delta\varphi = f(\varphi_{GC})$ у вигляді функції косинуса з максимумом на широті 45° . Похибка через таку апроксимацію не перевищує 35 м ($1.12'$) у діапазоні висот $0 \dots 200$ км, чого достатньо при обробці спостережень метеорів, однак замало при розв'язку балістичних задач — у цьому випадку підбір апроксимаційних функцій має бути поглиблений та більш деталізований.

Роботу виконано в Астрономічній обсерваторії, на фізичному факультеті, на факультеті комп'ютерних наук та кібернетики Київського національного університету імені Тараса Шевченка в рамках фінансування Міністерства освіти і науки України:

- *Держбюджетна тема № 22БФ023-02 «Діагностика пилу в активних малих тілах Сонячної системи та навколоземному космічному просторі»;*
- *Держбюджетна тема № 22БФ023-01 «Релятивістська гравітація, темна матерія і темна енергія в позагалактичних та космологічних об'єктах»;*
- *Держбюджетна тема № 22-БФ015-03 «Обчислювальні алгоритми і оптимізація для штучного інтелекту, медицини та оборони»;*
- *В рамках виконання завдань перспективного плану розвитку наукового напрямку «Математичні науки та природничі науки» Київського національного університету імені Тараса Шевченка.*

REFERENCES

1. Brown P. G., Assink J. D., Astiz L., and 30 more... (2013). A 500-kiloton airburst over Chelyabinsk and an enhanced hazard from small impactors. *Nature*, **503** (7475), 238–241.
2. Gural P. (2010). The California All-sky Meteor Surveillance (CAMS) System. *Proc. IMC*, Armagh, 28–31.
3. Jenniskens P., Gural P. S., Dynneson L., Grigsby B. J., Newman K. E., Borden M., Koop M., Holman D. (2011). CAMS: Cameras for Allsky Meteor Surveillance to establish minor meteor showers. *Icarus*, **216**, 40–61.
4. Kartashova A., Golubaev A., Mozgova A., Chuvashov I., Bolgova G., Glazachev D., Efremov V. (2020). Investigation of the Ozerki meteoroid parameters. *Planet. and Space Sci.*, **193**, ID. 105034.
5. Kozak P. M. (2002). Analysis of the methods and precision of determination of the equatorial coordinates in digital reducing of TV observations of meteors. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **18**(5), 471–480.
6. Kozak P. M. (2003). A vector method for the determination of trajectory parameters and heliocentric orbit elements of a meteor in TV observations. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **19** (1), 62–76.
7. Kozak P., Stariy S. (2021). Determination of equatorial coordinates of bolide from observations with stationery low-sensitive home guard video camera. *Bull. Taras Shevchenko Nat. Univ. Kyiv. Astron.*, **62** (2), 6–10.
8. Kozak P., Rozhilo O., Kruchynenko V., Kazantsev A., Taranukha A. (2007). Results of processing of Leonids-2002 meteor storm TV observations in Kyiv. *Adv. Space Res.*, **39** (4), 619–623.
9. Kozak P. M., Lapchuk V. P., Kozak L. V., Ivchenko V. M. (2018). Optimization of video camera disposition for the maximum calculation precision of coordinates of natural and artificial atmospheric objects in stereo observations. *Kinematics and Phys. Celestial Bodies*, **34** (6), 314–327.
10. Kozak P. M., Watanabe J. (2020). Meteors with extreme beginning heights from observations with high-sensitivity super-isocon TV systems. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **497** (4), 5550–5559.
11. Kozak P.M., Watanabe J. (2017). Upward-moving low-light meteor. I. Observation results. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **467** (1), 793–801.
12. Kozak P. M., Zlochevskiy Y. E., Kozak L. V., Stariy S. V. (2021). Problems of videorecords processing of bright bolides and falling space vehicle remnants detected with the low-sensitive home video cameras in bad observational conditions. *Space Sci. and Technol.*, **27** (6), 85–97.
13. Moritz H. (1979). Fundamental geodetic constant. *Proc. of the IAG XVII Gen. Assamb. IUGG/IAG.* — Canberra, 34 p.
14. Serapinas B. B. (2001). *Geodetic bases of maps: Tutorial*. Publ. Moscow State Univ. 133 p.

Стаття надійшла до редакції 26.11.2022

Після доопрацювання 02.08.2023

Прийнято до друку 15.08.2023

Received 26.11.2022

Revised 02.08.2023

Accepted 15.08.2023

*P. M. Kozak*¹, Senior Researcher, Ph.D. in Phys&Math
E-mail: kpm@knu.ua

*I. V. Luk'yanyk*¹, Senior Researcher, Ph.D. in Phys&Math
E-mail: iluk@knu.ua

*L. V. Kozak*², Associate Professor, Ph.D. in Phys&Math
kozakliudmyla@knu.ua

*O. B. Stelya*³, Senior Researcher, Ph.D. in Phys&Math
E-mail: oleg.stelya@gmail.com

¹ Taras Shevchenko National University of Kyiv, Astronomical Observatory
3 Observatorna Str., Kyiv, 04053 Ukraine

² Taras Shevchenko National University of Kyiv, Faculty of Physics
4 Glushkova Ave., Kyiv, 03680 Ukraine

³ Taras Shevchenko National University of Kyiv, Faculty of Computer Sciences and Cybernetics
4d Glushkova Ave., Kyiv, 02000 Ukraine

IMPROVING THE USE OF GEODETIC, GEOCENTRIC, AND TOPOCENTRIC COORDINATE SYSTEMS IN METEOR ASTRONOMY AND RELATED TASKS

The problem of using the geodetic, geocentric, and topocentric coordinate systems in video observations' processing of meteors and other dynamical objects in Earth's atmosphere is considered. For meteor heights in a range of 0...200 km and arbitrary Earth's ellipsoid latitudes, the following values are calculated: the difference between geodetic and geocentric latitudes, the meridian arc length corresponding to this shift, and the difference between geocentric and geodetic altitudes above the Earth's ellipsoid. The carried-out calculations allowed us to conclude that the geocentric coordinate system is optimal for the calculation of kinematic parameters of meteors and trajectory measurements of ballistic objects at all-range altitudes and long distances between observation points without using horizontal coordinate systems as intermediate ones. This coordinate system is also used in the computation of heliocentric orbit elements of meteoroids.

It is noted that the transition from the geocentric to the geodetic coordinate system is necessary for mapping the projections of the meteor trajectory to search for their remnants — meteorites. The reason is related to the difference between them, which can reach 11 arcmin for objects located at an altitude of 100 km above the level of the Earth's ellipsoid, which corresponds to the shift of 21 km. The difference between geocentric and geodetic altitudes is inessential and amounts to half a meter at an altitude of 100 km and slightly more than one meter at 200 km and can be neglected in meteor calculations and most ballistic tasks. These considerations formed the basis for our proposed alternative vector method for the inverse transition from geocentric to geodetic coordinates and the numerical solution of the corresponding equation. In order to decrease the calculation time for mass processing, it is recommended to change the numerical processing of the inverse task by fitting it with elementary functions. An example of fitting is given. It brings to the maximal deviation in latitude near one arcmin, which corresponds to approximately 35 meters. It is noted that such precision is satisfactory for meteor measurements, but for ballistic problems, the accuracy of fitting must be improved.

Keywords: meteor, video observations of meteors, meteor height calculation, meteor trajectory projection onto the Earth map, geodetic coordinate system, geocentric coordinate system, calculation precision for kinematic parameters of meteors.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.079>

UDC: 521.9 + 523.4, 520.338, 004.932

S. V. SHATOKHINA¹, Researcher

E-mail: svetash@mao.kiev.ua

H. RELKE², Ph.D. in Phys. & Math.

E-mail: helena_relke@yahoo.com

O. M. YIZHAKVYCH¹, Researcher

E-mail: yizh_net@ukr.net

V. M. ANDRUK¹, Researcher

E-mail: andruk1058@ukr.net

A. SH. MULLO-ABDOLOV³, Researcher (until 2021)

E-mail: aziz.sherzod@gmail.com

¹Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine

27 Akademik Zanolotny Str., Kyiv, 03143 Ukraine

²Walter Hohmann Observatory

159 Wallneyer Straße, Essen, 45133 Germany

³Institute of Astrophysics of the Academy of Sciences of the Republic of Tajikistan

299/5 Aini Ave, Dushanbe, 734063 Tajikistan

ASTEROID POSITIONS BASED ON THE DUSHANBE PART OF THE FON PROJECT OBSERVATIONS

We present the results of asteroid images' identification and creation of positional catalogs based on digitized photographic observations within the framework of the Northern Sky Survey (FON project). Namely, the cooperation between the Ukrainian Virtual Observatory and the Institute of Astrophysics of the Academy of Sciences of Tajikistan makes it possible to expand this work by involving numerous additional archives of digitized observations and processing services to obtain new original data about the small Solar system bodies.

The Dushanbe part of the FON project is represented by about 1570 photographic plates obtained in 1985–1992 at the Gissar Astronomical Observatory of the Institute of Astrophysics of the Academy of Sciences of Tajikistan. To the moment, their digitization and further scanning processing were completed, and a catalog of equatorial coordinates and stellar magnitudes for all registered objects on the plates was created.

In parallel with solving the main task of the project to create a catalog of stars and galaxies, we analyzed the results of processing the plates to search for images of asteroids and comets and to create a catalog of their coordinates and magnitudes. More than 2200 positions of asteroids and comets were obtained with visual magnitudes from 7^m to 16.5^m. All positions of the asteroids were compared with the ephemeris. A preliminary analysis of the O-C differences and their comparison with similar results obtained from the digitized observations of the Kyiv and Kitab parts of the FON project are conducted. The authors note some differences in the accuracy of the compared catalogs and also analyze the reasons for this and the possibilities of reducing their impact.

In addition, the catalog includes several positions of Pluto and comets that were also identified in the negatives.

Keywords: data archives, digitized observations, catalog, asteroid positions.

Цитування: Shatokhina S. V., Relke H., Yizhakevych O. M., Andruk V. M., Mullo-Abdolov A. Sh. Asteroid positions based on the Dushanbe part of the FON project observations. *Space Science and Technology*. 2023. **29**, № 5 (144). P. 79–87. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.079>

© Publisher ПН «Академперіодика» 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/>)

1. INTRODUCTION

At the end of the 20th century, six observatories took part in the implementation of the Northern Sky Survey (FON) project, namely: the Main Astronomical Observatory of Ukraine, the Zvenigorod Observatory of Russia, the Zelenchuk Observatory of Russia, the Abastumani Observatory of Georgia, the Gissar Observatory of Tajikistan and the Kitab Observatory of Uzbekistan. Our predecessors I. G. Kolchinsky and A. B. Onegina were the founders of this project [6]. The most modern vision of the stages of project realization was presented by Pakuliak [10]. The main observations were carried out in 1981–1991, and later, separate processing of the observational material was carried out by Kislyuk [5] and Yatsenko [21]. However, their complete processing on a global scale seemed to be an unrealistic task due to various objective and subjective reasons. One of them was the huge amount of data and the large amount of time spent on calculations. Only with the development of digital technologies in the field of image processing and, most importantly, software for scientifically focused processing of such digitized data this unrealistic task became feasible [18–20]. As a result, it became possible to perform a complete digitization of all astroplates, their processing, and extracting data of all objects fixed on them.

All observations of the Main Astronomical Observatory (MAO), Kitab, and Gissar observatories, as the most numerous and continuous, were digitized in the same way and processed according to the methods and software developed at the MAO for processing of digitized images [1, 11, 12]. As a result, for each of the above three observational locations (or FON-Kyiv, FON-Kitab, and FON-Dushanbe parts of the project, respectively), three stellar catalogs of coordinates and magnitudes of stars and galaxies were compiled [2, 7, 23]. Together, they make up data for about 45 million stars, down to 16–17 stellar magnitude. Obtaining such a huge amount of data and, most importantly, its expansion to the region of faint stars would have been impossible within the framework of previous implementations of the project.

In parallel with the task of creating stellar catalogs, we continued to solve an additional task of searching for images of small bodies of the Solar system and

separating their positional data from all data processing results. For the first two parts FON-Kiev and FON-Kitab, this work was done, and as a result, two catalogs were compiled, including more than 5000 positions and magnitudes of asteroids and comets [16, 17]. The results for the third part of FON-Dushanbe are presented below.

2. METHODS AND MATERIALS

Observations were carried out in 1985–1992 on the Zeiss-400 astrograph (Marsden code 190, $D/F = 400/2000$) at the Gissar Astronomical Observatory near Dushanbe. The collection of plates includes about 1570 negatives covering the northern hemisphere from -8° to $+90^\circ$. Plate digitization began in 2017 using a commercial Microtek ScanMaker 1000XL Plus scanner. The digitizing options used a resolution of 1200 dpi with 16-bit gray levels. The first results of this work were published by Mullo-Abdolov [8, 9].

Images of all objects registered on plates were processed using the advanced software complex for CCD images processing MIDAS/ROMAFOT in the LINUX environment. Additional software modules developed and implemented in the Main Astronomical Observatory of the NAS of Ukraine provide both the digitized image processing and the final product as a catalog of equatorial coordinates α , δ , and magnitudes of all registered objects. The equatorial coordinates were obtained in the reference system of Tycho-2 at the epoch of the exposition of each plate. The photometry of stars was made on the principles implemented in processing the plates of the FON project by Andruk [3], using photoelectric measurements of stars to construct the characteristic curves of each plate described by Relke [13]. Photographic B-magnitudes of objects were calibrated with photoelectric standards.

All these processing results were directly used to identify asteroids and compile a catalog. Asteroids were identified by their coordinates and magnitudes. The diameter of the image and the maximum intensity of its central pixel were also taken into account. The asteroid identification process may be described in a few steps, such as:

- 1) software identification of the calculated coordinates of all registered objects on the plate with the

ephemeris coordinates of asteroids generated by the online services of the JPL website (https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sb_ident.html for a given moment of observation [4];

2) comparison of the identified coordinates of asteroids on the plate with the coordinates of the nearest stars from the Gaia DR3 catalog to eliminate ambiguous identifications of asteroids.

We used the last step to discard the positions of asteroids in cases where the asteroid coordinates are close or coincide with the coordinates of stars and their magnitudes are approximately the same, or the asteroid has a lower brightness. The radius of the neighborhood for the analysis of the degree of closeness of the coordinates was chosen experimentally and was usually 5 to 10 arcseconds.

This approach is empirical and approximate. We did not perform a more accurate analysis of close images using photometric sections. And since the goal of the work is not the identification itself (see, for example, other software by Savanevych [14, 15], but the determination of high-precision coordinates of asteroids, we do not expect to get good accuracy for the cases of poorly separated several images, one of which is not point-like due to the motion of the asteroid.

3. MAIN RESULTS

After identification and data analysis, 2269 positions and magnitudes of asteroids were compiled into a preliminary catalog based on the results of processing

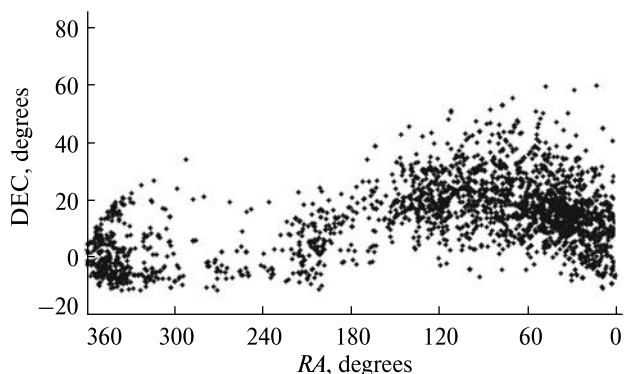


Figure 1. Distribution of equatorial coordinates of all 2269 identified asteroids

digitized photographic plates of the FON-Dushanbe project part. The catalog includes data mainly on Main belt asteroids, as well as isolated data on Mars-crosser asteroids, Jupiter Trojan asteroids, and 1+km Near-Earth Object. Separate data on 29P/Schwassmann-Wachmann and 192P/Shoemaker-Levy comets and Pluto positions are also present here.

The quantitative and qualitative characteristics of the catalog data were analyzed. Fig. 1 shows the distribution of the equatorial coordinates of all 2269 identified asteroids for FON-Dushanbe observations. The number of asteroid positions by years of observation and by each visual magnitude interval is presented in Fig. 2. Asteroids of visual magnitude down to 17.2 have been detected. To compare the results with the

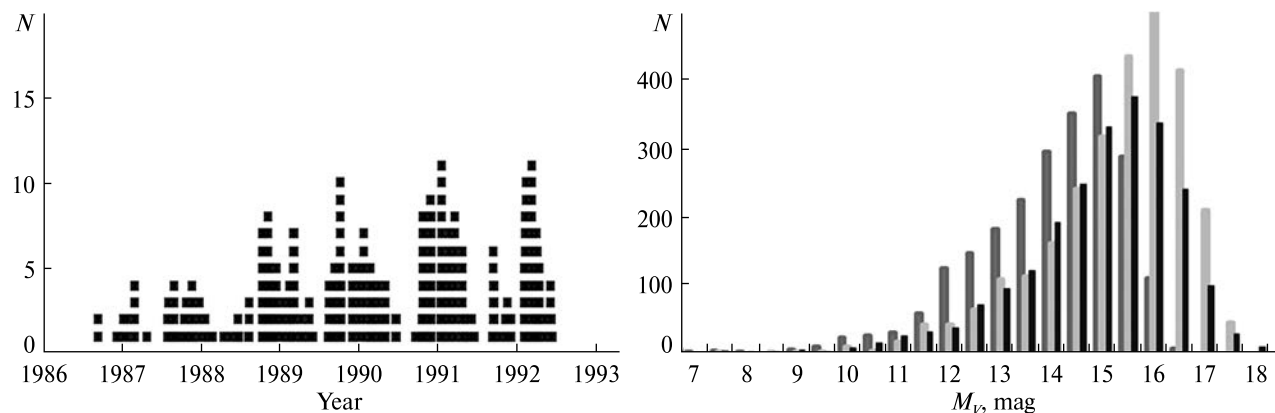


Figure 2. Distribution of identified asteroids by years (left) and visual magnitudes M_V (right). Dark gray columns — FON-Kyiv; light gray columns — FON-Kitab; black columns — FON-Dushanbe observations

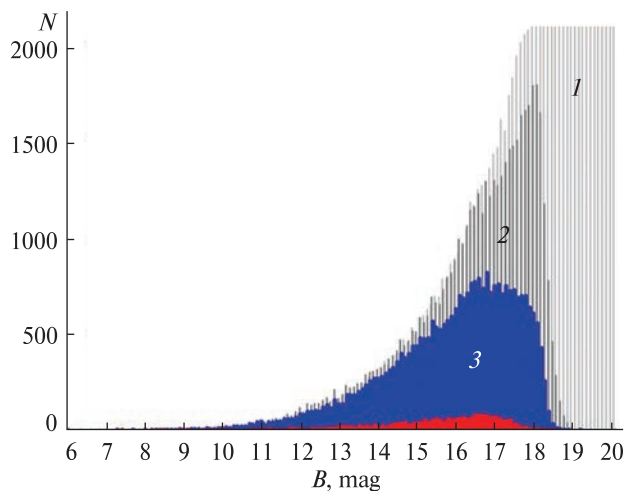


Figure 3. Celestial object numbers on individual plate № 713

other two parts of the project’s observations, we note that asteroids of visual magnitude down to 16.2 were identified only in the FON-Kyiv observations. As for fainter asteroids down to 17–17.5, they were also detected in the FON-Kitab observations. This required a more thorough and rigorous approach to their identification on scans, especially under the conditions of closeness of the coordinates of faint stars.

To assess how real or unrealistic the positions of faint asteroids we obtained are, for a separate plate

in Fig. 3, we showed three distributions of B magnitude for stars from the Gaia catalog selected for the plate area (1), all objects registered on the plate (2), and identified stars (3). The distribution of all identified asteroids from FON-Dushanbe observations is also schematically added here in red color. All data are presented by intervals of stellar magnitudes B. To match the scale of magnitudes, when constructing the figure, it was taken into account that the difference $B-G(\text{Gaia})$ is approximately equal to 1.

Based on this, we can conclude that the images of faint stars of the 17-th magnitude identified by us may be real, and not fake, on the plates of the best quality. However, this may be true for asteroids with a low rate of change in RA and DEC coordinates in the plane-of-the-sky.

All positions of asteroids were compared with the JPL DE431 ephemeris. The $O-C$ differences in both coordinates for all asteroids are presented in Fig. 4. Additionally, this figure also shows similar results for all asteroid positions from the FON-Kyiv and FON-Kitab observations. The scatter of $O-C$ values is greater in both coordinates for the FON-Dushanbe observations than for the FON-Kyiv and FON-Kitab observations. A systematic shift of $O-C$ in the RA coordinate is also noticeable for all FON-Dushanbe positions of the asteroids.

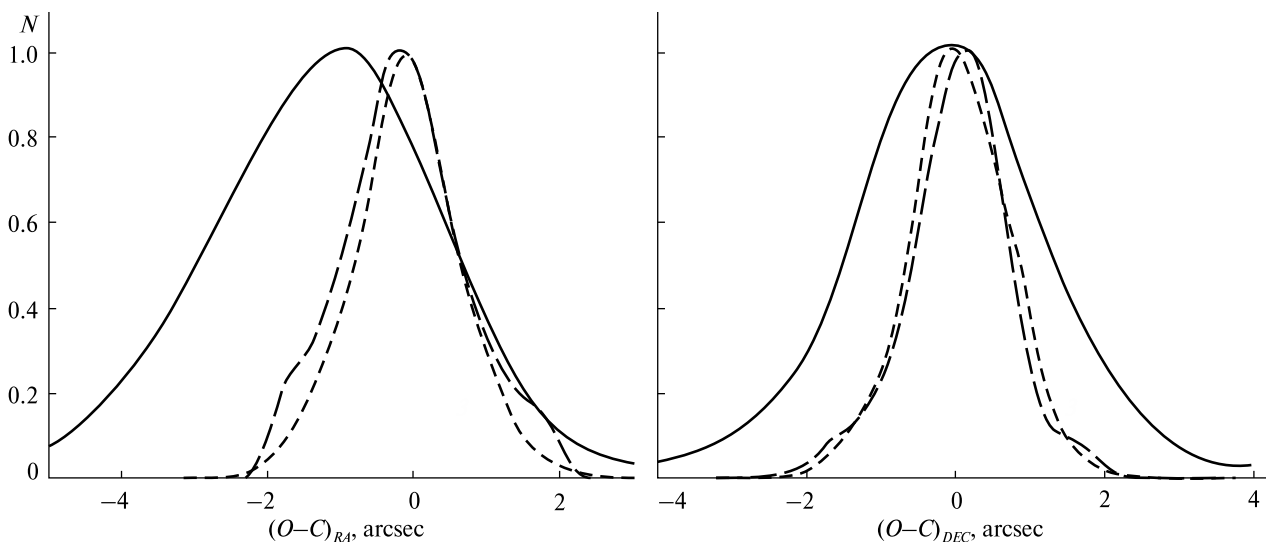


Figure 4. Histograms of the distribution of $O-C$ differences on both coordinates for all asteroid positions (small dotted line — FON-Kyiv, dotted line — FON-Kitab, solid line — FON-Dushanbe observations)

4. DISCUSSION

The reasons for the appearance of systematic $O-C$ shifts in the positions of asteroids required further analysis.

First, we selected several plates, where many asteroids with large values of $O-C$ differences and a clear systematic shift were detected. The coordinates of all stars from these plates were obtained. For stars identified with those from the Gaia catalog, $O-C$ differences were calculated for both RA and DEC coordinates (Fig. 5). From the analysis of the differences both separately in stellar magnitude intervals and as a whole, no systematic shifts, characteristic for the positions of asteroids, were found in stellar coordinates.

Secondly, the $O-C$ differences of asteroids were analyzed depending on the rate of change of their coordinates RA and DEC in the plane-of-the-sky at the moments of observation. The results for all asteroid positions are shown in Fig. 6. A clear correlation of the $O-C$ differences of asteroids with the values of their rate was found in the RA coordinate. For asteroids with higher rates, the largest values of the $O-C$ differences and their significant shift are observed. Probably, this shift may be the result of a systemic underestimation of time in the asteroid positions, which is also noted by Yizhakevych [22]. According to the preliminary estimates, its value can reach several minutes.

As is known, the position of moving objects is characterized by two coordinates and the moment of observation time with which these coordinates are associated. If the coordinates are correctly determined, taking into account all the distorting influences, then the inaccurate moment of time can significantly change the position of the object to the impossibility of its further use.

In the case when the error due to inaccurate time moments has a systematic component, it can be determined by analyzing $O-C$ arrays and artificially correcting time values. If individual errors in the observation time are random and chaotic, then it is unrealistic to improve such positions of asteroids.

Therefore, to determine the above systematic component in inaccurate time accounting, modeling of the differences of $O-C$ was performed. The modeling results with a time shift of +1.5 or +3 minutes show a decrease in the systematic shift of the $O-C$ dif-

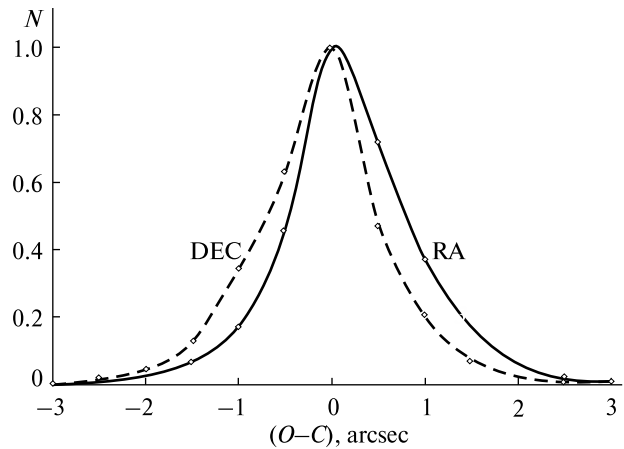


Figure 5. Distribution of $O-C$ differences calculated between the coordinates determined from plate No. 1108 and identified from the Gaia DR2 catalog for 14103 stars

ferences. The changes obtained as a result of this are shown both in Fig. 6 and Fig. 7.

In 2020, due to communication with observers (A. Mullo-Abdolov, H. Relke. Personal messages, 11/19/2020), we learned that the original observation log was found, which was lost earlier due to insurmountable emergency circumstances. Note that for processing the observations, we used an electronic copy of the observational data, which is stored at the Gissar Observatory. Preliminary analysis of several records from this log showed the difference between the recorded original moments of observations from the log and the ones we used. This difference was systematic and amounted to 1.5 minutes. This value was used by us as a possible systematic time shift in modeling changes in the $O-C$ of asteroids.

Fig. 7 presents the $O-C$ distribution of asteroids, where there is a sufficient shift of the vertices and the histograms themselves as a whole along the RA coordinate after adding a correction equal to +1.5 or +3 minutes to each observation time. Similar smaller changes are also characteristic of the DEC coordinate. This indicates that the introduction of corrections of +1.5 or +3 minutes to all observation time moments leads to a systematic improvement of the results, while the most optimal solution is the addition of +3 minutes.

On the other hand, such a large value for correcting the time of observations is not confirmed by observers as possible. And the most likely correction is

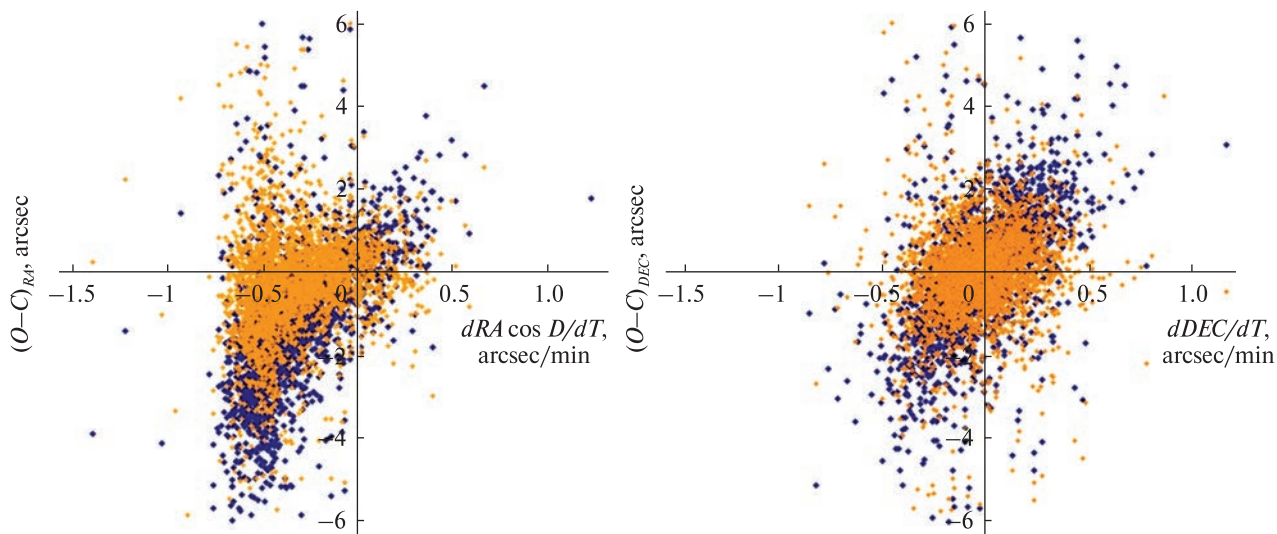


Figure 6. Dependence of $O-C$ differences on the rates of RA, DEC coordinates changes for all asteroid positions (blue markers — time moment, yellow markers — time moment +3 minutes)

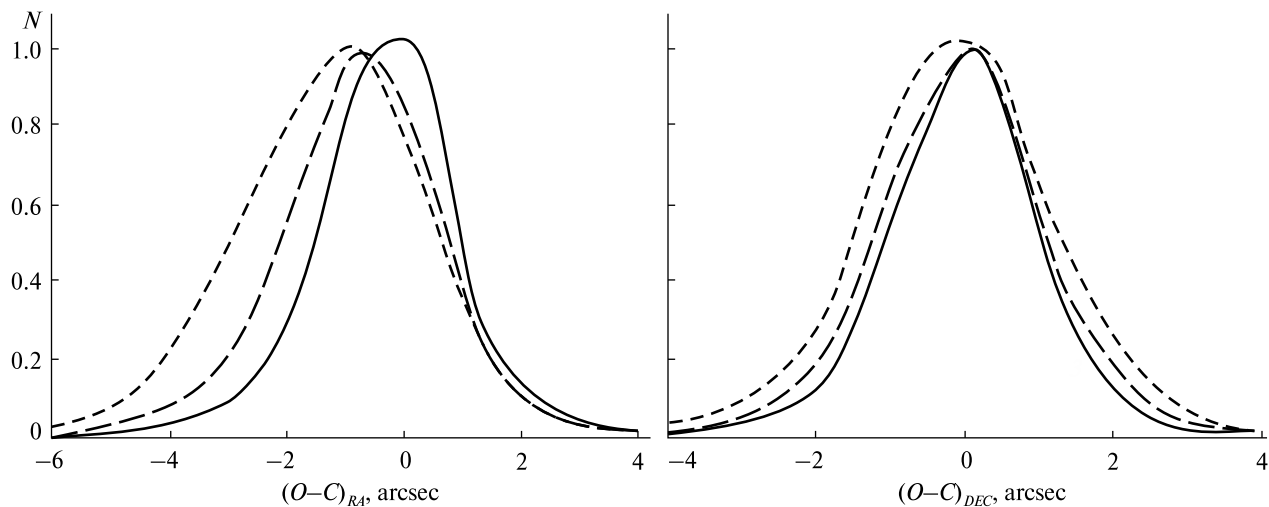


Figure 7. Histograms of the $O-C$ distribution on both coordinates after correction of each observational time moment (small dotted line — time moment; dotted line — time moment + 1.5 min; solid line — time moment + 3 min)

+1.5 minutes. Therefore, this issue is controversial and uncertain.

5. CONCLUSION

The search for images of small bodies of the Solar System based on digitized photographic observations of the Northern Sky Survey has been completed. A large-scale search was carried out using an analyti-

cal method and based on the results of full reduction processing of digitized negatives. Based on the materials of the third part of the FON project in Dushanbe, a catalog of more than 2200 positions and magnitudes of asteroids was obtained. In total, catalogs compiled for the three parts of the project comprise more than 7000 positions and magnitudes of asteroids and comets, including one position of Plu-

to. These catalogs are placed on the UkrVO website (<http://gua.db.ukr-vo.org/starcatalogs.php>) and in the Strasbourg Astronomical Data Center (<http://cdsweb.u-strasbg.fr>).

The precise timing of each exposure on the photographic plate, as it is required when observing moving celestial objects, was not a necessary requirement for observing stellar areas in the FON project implementation. Therefore, using these observations to determine the exact positions of asteroids may lead to some increase in error and a decrease in positional accuracy. However, the uniformity of observation tools, methods of data digitization and their processing lays the foundations for obtaining homogeneous series of asteroid positions. Although there are some differences in the accuracy of the asteroid coordinates between the three catalogs of the three parts of the project, they can be explained by random or sometimes systematic errors in the exact timing of

the observations. Such errors can be analyzed and, if possible, taken into account.

The use of new digital observation processing technologies allows us to increase the total number of positions of small bodies of the Solar System in previous years, as well as to increase their accuracy. Dense coverage of asteroid orbits with missing high-precision position data can be useful not only for modern ephemeris calculations but also for studying the evolution of asteroid orbits over time, non-gravitational effects, etc.

These data can be obtained from the digitized observational archives of the UkrVO (Ukrainian Virtual Observatory) and IVOA (International Virtual Observing Alliance) databases. The magnitudes of asteroids, determined simultaneously with their coordinates, can be used to determine the photometric characteristics of asteroids and to construct light curves and phase dependences.

REFERENCES

1. Andruk V. N., Golovnya V. V., Ivanov G. A., Izhakevich E. M., Pakuliak L. K., Protsyuk Yu. I., Shatokhina S. V., Yatsenko A. I., Muminov M. M. (2014). Compilation of Catalog of Stellar Equatorial Coordinates and B-Magnitudes Using UKRVO Plate Database. *Odessa Astron. Publ.*, **27**, 53–54.
2. Andruk V. M., Pakuliak L. K., Golovnia V. V., Ivanov G. O., Yatsenko A. I., Shatokhina S. V., Yizhakevych O. M. (2016). Catalog of equatorial coordinates and B-magnitudes of stars of the FON project. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **32**, № 5, 260–263.
3. Andruk V. M., Pakuliak L. K., Golovnia V. V., Shatokhina S. V., Yizhakevych O. M., Protsyuk Yu. I., Eglitis I., Eglite M., Kazantseva L. V., Relke H., Yuldoshev Q. K., Muminov M. M. (2017). Star photometry on digitized astronegatives. *Sci. Innov.*, **13**, 17–27.
4. Giorgini J. D. (2015). Status of the JPL Horizons Ephemeris System. *IAU General Assembly*, Meeting #29, id.2256293.
5. Kislyuk V. S., Yatsenko, A. I., Ivanov G. A., Pakuliak L. K., Sergeeva T. P. (2000). Fonac: the astrographic catalogue of the FON project. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **16**, № 6, 483–496.
6. Kolchynskiy I. H., Onehyna, A. B. (1977). Plan fo photographing the sky on wide-angle astrographs. *Astrometriya i astrofisika*, **33**, 11–16 [In Russian].
7. Kokhirova G., Relke H., Yuldoshev Q., Protsyuk Yu. I., Andruk V. M. (2021). FON Dushanbe Catalogue. Results of Processing in the Tycho-2 System. *Odessa Astron. Publ.*, **34**, 106–109.
8. Mullo-Abdolov A., Kokhirova G., Relke H., Yuldoshev Q., Protsyuk Yu., Andruk V. (2017). Investigation of the Microtek Scanmaker 1000XL Plus Scanner of the Institute of Astrophysics of the Academy of Sciences of the Republic of Tajikistan. *Odessa Astron. Publ.*, **30**, 186–189.
9. Mullo-Abdolov A., Relke H., Kokhirova G., Yuldoshev Q., Protsyuk Yu., Andruk V. (2018). Progress in the Realization of the Project FON-Dushanbe Catalogue. *Odessa Astron. Publ.*, **31**, 224–227.
10. Pakuliak L. K., Andruk V. M., Golovnia V. V., Shatokhina S. V., Yizhakevych O. M., Ivanov G. A., Yatsenko A. I., Sergeeva T. P. (2016). FON: from start to finish. *Odessa Astron. Publ.*, **29**, 132–135. DOI: 10.18524/1810-4215.2016.29.85140
11. Pakuliak L. K., Andruk V. M. (2020). Applications of Big Data in Astronomy and Geosciences: Algorithms for Photographic Images Processing and Error Elimination. Knowledge Discovery in Big Data from Astronomy and Earth Observation. Eds. P. Skoda, F. Adam. Elsevier, 325–330. ISBN: 978-0-128-19154-5 DOI: 10.1016/B978-0-12-819154-5.00029-1
12. Protsyuk Yu. I., Andruk V. N., Kazantseva L. V. (2014). Software for Processing of Digitized Astronegatives from Archives and Databases of Virtual Observatory. *Odessa Astron. Publ.*, **27**, 59–60.

13. Relke E., Protsyuk Yu. I., Andruk V. M. (2015). The Compiled Catalogue of Photoelectric UBV_R Stellar Magnitudes in the TYCHO2 System. *Odessa Astron. Publ.*, **28**, 211–212.
14. Savanevych V. E., Briukhovetskyi O. B., Sokovikova N. S., Bezkrivnyy M. M., Vavilova I. B., Ivashchenko Yu. M., Elenin L. V., Khlamov S. V., Movsesian Ia. S., Dashkova A. M., Pogorelov A. V. (2015). A new method based on the subpixel Gaussian model for accurate estimation of asteroid coordinates. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **451**, № 3, 3287–3298.
15. Savanevych V. E., Khlamov S. V., Vavilova I. B., Briukhovetskyi A. B., Pohorelov A. V., Mkrtychian D. E., Kudak V. I., Pakuliak L. K., Dikov E. N., Melnik R. G., Vlasenko V. P., Reichart D. E. (2018). A method of immediate detection of objects with a near-zero apparent motion in series of CCD-frames. *Astron. and Astrophys.*, **609**, id.A54, 11 p.
16. Shatokhina S., Kazantseva L., Yizhakevych O., Andruk V. M. (2018). Catalogue of Asteroids from Digitized Photographic Plates of the FON Program. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **34**, 270–276.
17. Shatokhina S. V., Relke H., Yuldoshev Q. X., Andruk V. M., Protsyuk Yu. I., Muminov M. (2018). Asteroids Search Results in Digitized Observations of the Northern Sky Survey Project (KITAB Part). *Odessa Astron. Publ.*, **31**, 235–238.
18. Vavilova I. B., Pakuliak L. K., Protsyuk Yu. I., Virun N. V., Kashuba S. G., Pikhun A. I., Andrievsky S. M., Mazhaev A. E., Kazantseva L. V., Shlyapnikov A. A., Shulga A. V., Zolotukhina A. V., Sergeeva T. P., Miroshnichenko A. P., Andronov I. L., Breus V. V., Virnina N. A. (2011). Ukrainian Virtual Observatory: Current Status and Perspectives of Development of Joint Archives of Observations. *Space Science and Technology*, **17**, № 4, 74–91.
19. Vavilova I. B., Yatskiv Ya. S., Pakuliak L. K., Andronov I. L., Andruk V. M., Protsyuk Yu. I., Savanevych V. E., Savchenko D. O., Savchenko V. S. (2017). UkrVO Astroinformatics Software and Web-services. *Astroinformatics. Proc. Int. Astron. Union*, **325**, 361–366.
20. Vavilova I. B., Shatokhina S. V., Pakuliak L. K., Yizhakevych O. M., Eglitis I., Andruk V. M., Protsyuk Yu. I. (2022). Astrometry and photometry of asteroids from the UkrVO database of astroplates. *Proc. Int. Astron. Union*, **364**, 239–245.
21. Yatsenko A. I. (2016). Catalog of the Photographic Survey of the Northern Sky (FON-2.0) built up from the scanning of astroplates: a new version. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **32**, № 3, 153–156.
22. Yizhakevych O. M., Mullo-Abdolov A. Sh., Relke H. V., Kokhirova G. I., Pakuliak L. K., Andruk V. M. (2018). First Results of the Searching of Asteroids Based on the Data of FON-Dushanbe Processed Plates. *Odessa Astron. Publ.*, **31**, 247–250.
23. Yuldoshev Q. X., Ehgamberdiev Sh. A., Muminov M. M., Protsyuk Yu. I., Relke H., Andruk V. M. (2017). Catalog of equatorial coordinates and B-magnitudes of stars of the Kitab part of the FON project. *Kinemat. Phys. Celest. Bodies*, **33**, № 5, 250–253.

Стаття надійшла до редакції 14.08.2023

Після доопрацювання 12.09.2023

Прийнято до друку 14.09.2023

Received 14.08.2023

Revised 12.09.2023

Accepted 14.09.2023

*С. В. Шатохіна*¹, наук. співроб.

E-mail:svetash@mao.kiev.ua;

*Е. Рельке*², канд. фіз.-мат. наук

E-mail: helena_relke@yahoo.com;

*О. М. Їжакевич*¹, наук. співроб.

E-mail: yizh_net@ukr.net;

*В. М. Андрук*¹, наук. співроб.

E-mail: andruk1058@ukr.net;

*А. Ш. Мулло-Абдолов*³, наук. співроб. (до 2021 р.)

E-mail: aziz.sherzod@gmail.com

¹ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України
вул. Академіка Заболотного 27, Київ, Україна, 03143

² Обсерваторія Walter Hohmann
Wallneyer Straße 159, Ессен, Німеччина, 45133

³ Інститут астрофізики Академії наук Республіки Таджикистан
пр. Айні, 299/5, Душанбе, Таджикистан, 734063

ПОЛОЖЕННЯ АСТЕРОЇДІВ ІЗ СПОСТЕРЕЖЕНЬ ЗА ПРОЄКТОМ ФОН В ДУШАНБЕ

Наведено результати ідентифікації зображень астероїдів та робіт зі створення позиційних каталогів на основі оцифрованих фотографічних спостережень у рамках фотографічного огляду північного неба (проєкт ФОН). Співпраця між Українською віртуальною обсерваторією та Інститутом астрофізики Академії наук Таджикистану дозволяє розширити цю роботу через залучення численних додаткових архівів оцифрованих спостережень та сервісів обробки для отримання нових оригінальних даних про малі тіла Сонячної системи.

Душанбінська частина проєкту ФОН представлена приблизно 1570 фотопластинками, отриманими в 1985—1992 роках у Гіссарській астрономічній обсерваторії Інституту астрофізики Академії наук Республіки Таджикистан. На даний момент завершено їхнє оцифрування та обробка сканів, а також отримано каталог екваторіальних координат і зоряних величин для всіх зареєстрованих об'єктів на пластинках.

Паралельно з вирішенням основного завдання проєкту зі створення каталогу зірок і галактик за результатами обробки пластинок виконувався пошук зображень астероїдів і комет задля створення каталогу їхніх координат і зоряних величин. Було отримано більше 2000 положень астероїдів і комет з візуальними величинами від 7^m до 16.5^m . Усі положення астероїдів порівнювались з ефемеридами. Проведено попередній аналіз різниць $O-C$ астероїдів та їхнє порівняння з аналогічними результатами, отриманими з оцифрованих спостережень Київської та Китабської частин проєкту ФОН. Автори відзначають деякі відмінності точностей порівнюваних каталогів, а також аналізують причини та можливості зменшення їхнього впливу.

Крім того, у каталог додано кілька положень Плутона і комет, які також були ідентифіковані на негативах.

Ключові слова: архіви даних, оцифровані спостереження, каталог, положення астероїдів.

UDC 524.8

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.088>

O. V. KOMPANIETS, junior researcher at the Main Astronomical Observatory of the NAS of Ukraine,
Ph.D., student at the Institute of Physics of the NAS of Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8184-6520>
E-mail: kompaniets@mao.kiev.ua

Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine
27 Akademik Zabolotnyi Str., Kyiv, 03143, Ukraine

MULTIWAVELENGTH PROPERTIES OF THE LOW-REDSHIFT ISOLATED GALAXIES WITH ACTIVE NUCLEI MODELLED WITH CIGALE

Using the CIGALE software, we present the preliminary results of a multiwavelength analysis of eighteen low-redshift isolated galaxies with active nuclei (isolated AGNs). This sample was formed by cross-matching the 2MIG isolated AGNs sample with the SDSS DR9 catalog. The host galaxies of this sample have not undergone a merger for at least three billion years, making them a unique laboratory for studying interactions between various astrophysical processes without the complicating factors of merging with other galaxies or the effects of a denser environment. In addition, the study of isolated AGNs can provide valuable information about the evolution and activity of galaxies in the broader context of the distribution of large-scale structures of the Universe. First, we seek to understand how the environment affects the physical processes involved in the accretion of matter onto supermassive black holes in these galaxies. Secondly, to what extent do processes of star formation or degeneration of nuclei activity continue the evolution of these galaxies? Third, how does the localization of isolated AGNs in voids or filaments of a large-scale structure determine the properties of this environment at the low redshifts?

Using observable fluxes from UV to the radio ranges from archival databases of space-born and ground-based observatories (GALEX, SDSS, 2MASS, Spitzer, Hershel, IRAS, WISE, VLA), we estimated the contribution from the emission of an active nucleus to the galaxy's total emission, the stellar mass, and the star formation rate. The mass of the stellar component falls from $10^{10} M_{\text{Sun}}$ and $10^{11} M_{\text{Sun}}$. The star formation rate for most galaxies (except UGC 10120) does not exceed $3 M_{\text{Sun}}$ per year. The best SED fittings (with χ^2 values less than 5) are obtained for the galaxies CGCG248-019 ($\chi^2 = 1.6$), CGCG179-005 ($\chi^2 = 1.6$), CGCG243-024 ($\chi^2 = 2.6$), IC0009 ($\chi^2 = 2.8$), MCG+09-25-022 ($\chi^2 = 3.1$), UGC10244 ($\chi^2 = 4.1$).

Keywords: galaxies, isolated galaxies, active galaxy nuclei, stellar mass, star-formation rate; objects: CGCG248-019, CGCG179-005, CGCG243-024, IC0009, MCG+09-25-022, UGC10244.

1. INTRODUCTION

The isolated galaxies are important components of the large-scale structure (LSS) of the Universe. Their location in the lower environment allows one to study the physical properties (star-formation rate, nuclear activity, morphological and multiwavelength features, mass distribution, interstellar medium, satellite galaxies at the outskirts of their host haloes,

past merging, etc.) without the influence of significant neighboring galaxies as comparing with galaxies in the tightly populated groups or clusters (see, the pioneering works by Karachentseva [15–17] as well as other articles [6, 12, 14, 18, 27, 28, 30, 39, 40, 43], e.g., in frame of the collaborative AMIGA project [33, 34, 37, 47]. For example, a comprehensive analysis of the 2MASS Isolated Galaxy catalog

Цитування: Компанієтс О. В. Multiwavelength properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei modelled with CIGALE. *Space Science and Technology*. 2023. **29**, № 5 (144). P. 88–98. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.088>

© Publisher PH «Akadempriodyka» 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/>)

(2MIG) in the near-infrared and optical ranges [28] has demonstrated a significant impact of the environment on the color parameters of isolated galaxies. In this sense, isolated galaxies with active nuclei (isolated AGNs) are excellent laboratories for studying active and other processes regulated by only intrinsic factors and analyzing the presence/absence of feedback from an active nucleus [10, 31].

We consider the sample of 61 isolated AGNs at the redshift $z < 0.05$, which was formed by cross-matching the 2MIG catalog [19] with the Catalog of quasars and AGNs [48], where the restriction was used for stellar magnitude $K_s < 12.0$ mag and radial velocity $V_r < 15000$ km/s [31]. We used available observational data from different ground-based and space-born observatories to obtain multiwavelength properties of 2MIG isolated AGNs and to estimate the general properties of these galaxies.

Multiwavelength properties of several galaxies from this sample of low redshift galaxies were already provided, including properties in the X-ray spectral range [22, 26, 50, 52]. It was noted that all these objects are very faint in X-ray in comparison with the AGNs in a more dense environment [1, 9, 11, 23, 25, 35, 49]. A part of these galaxies has a reflection component in X-ray spectra with different reflection fractions in addition to the primary power-law continuum [38, 45]. In the latest research [32], the radio properties of 61 isolated AGNs were analyzed: the typical spectral flux densities at 1.4 GHz are between 3 and 20 mJy, so these galaxies are also faint in the radio band; however, two galaxies, PGC35009 and NGC6951, displayed higher-than-average flux densities in the 50 to 200 mJy range; in contrast, two galaxies, ESO483-009 and ESO097-013, exhibited substantial spectral flux densities of 352 and 1200 mJy, respectively, while flux densities for 10 isolated AGNs were less than 3 mJy. At the same time, an analysis of the AMIGA sample of isolated galaxies revealed that galaxies within this sample were also notably radio-quiet [26]. Another feature of these isolated AGNs is the lower masses of supermassive black holes (SMBH) [21, 46].

2. SOFTWARE & DATA PREPARATION

2.1. CIGALE. The sophisticated software tools have become indispensable in galaxy evolution research

for unraveling the intricate processes governing the formation and evolution of galaxies. In this research, we used the CIGALE — a Python Code Investigating GALaxy Emission. This software has been developed by Boquien et al. [3] to study the evolution of galaxies by comparing the modeled galaxy spectral energy distributions (SEDs) to observed ones from the far ultraviolet to the far infrared and radio. Recently, a new X-ray module for CIGALE, allowing it to fit SEDs from the X-ray to infrared (IR), was developed to improve the AGN fitting [51].

To compute spectral models, CIGALE constructs complex stellar populations from simple stellar populations combined with highly flexible star formation histories, calculates the emission of gas ionized by massive stars, and attenuates both stars and ionized gas with a highly flexible attenuation curve. Based on the principle of energy balance, the absorbed energy is then re-emitted by the dust in the mid- and far-infrared regions, and thermal and non-thermal components are also included, extending the spectrum far into the radio range. A large grid of models is then fitted to the data, and the physical properties are estimated through probability distribution analysis¹. The CIGALE software flexibility allows us to work with the data of various observational sky surveys, catalogs, and archives (see review in [44]), to develop spectroscopic galaxy classification using unsupervised technique [8], to select candidates into high-redshift AGNs using the Early Release Observations data from JWST [13], to identify a new type of infrared-bright dust-obscured galaxies (overweight DOGs), which then become visible quasars [36], to evaluate a role of environment in suppressing the star formation process and following morphological transformation from late-type spirals to early-type galaxies in compact galaxy groups [2], etc. For example, a large public catalog of about 1.9 million galaxies from an eBOSS (Extended Baryon Oscillation Spectroscopic Survey) at redshifts $z = 0-1.5$ [29], which includes SEDs from the Sloan Digital Sky Survey (SDSS), *ugriz* photometry, and the available WISE mid-infrared photometry modeled with CIGALE, will provide yet more tasks to study the dependence of galactic outflows on host galaxy physical properties.

¹ <https://cigale.lam.fr/documentation/>

Table 1. Parameters for converting stellar magnitudes into fluxes for the SDSS filters

Filter	b	Zero-flux magnitude [$m(f/f_0 = 0)$]	$m(f/f_0 = I_0)$
u	1.4×10^{-10}	24.63	22.12
g	0.9×10^{-10}	25.11	22.6
r	1.2×10^{-10}	24.8	22.29
i	1.8×10^{-10}	24.36	21.85
z	7.4×10^{-10}	22.83	20.32

Table 2. Input parameters for the SED fitting of isolated AGNs

Parameter	Values
<i>Star formation history</i>	
E-folding time of the main stellar population model in Myr	500, 1000, 2500, 6000
Age of the main stellar population in the galaxy in Myr	5000, 8000, 13000
<i>Stellar populations</i>	
Initial mass function	Chabrier
Metallicity	0.008, 0.02
Age in Myr of the separation between the young and the old star populations	100, 500, 1000, 5000, 8000
<i>Nebular emission</i>	
Ionisation parameter	-1.0, -2.0, -4.0
Gas Metallicity	0.002, 0.02
<i>Dust attenuation</i>	
V-band attenuation in the interstellar medium	0.15, 0.45, 0.75, 1.05, 1.5, 2.1, 4.0
Power law slope of the attenuation in the ISM	-0.7
Power law slope of the attenuation in the birth clouds	-1.3
<i>Dust emission</i>	
Alpha slope	0.5, 2.0, 4.0
<i>Synchrotron radio emission</i>	
The slope of the power-law synchrotron emission related to star formation	0.8
The slope of the power-law AGN radio emission (assumed isotropic)	0.7
<i>AGN</i>	
The ratio of the maximum to minimum radii of the dust torus	10.0, 60.0
Opening angle	60.0
The angle between the equatorial axis and line of sight	0.001, 89.99
$E(B - V)$ for the extinction in the polar direction in magnitudes	0.25, 0.5, 1.0
Temperature of the polar dust in K	25

2.2. Data preparation. An initial sub-sample of isolated AGNs for multiwavelength analysis was obtained by cross-matching the studied sample of 61 isolated AGNs with the morphological SDSS DR9 catalog of galaxies at $z < 0.1$ [41, 42] classified by the machine learning methods with photometry-based [46] and image-based approaches [20]. As a result, only 18 isolated AGNs were selected for further analysis. Available observed stellar magnitudes of galaxies in the UV range were obtained by cross-matching the resulting sample with the GALEX, infrared — 2MASS, and WISE catalogs.

There is a special procedure to convert the observed magnitudes into fluxes in mJ for further analysis. The SDSS catalog contains stellar magnitudes in 5 photometry ranges (u, r, g, i, z) and their errors. The value of the observed magnitude is related to the flux through an inverse hyperbolic sine and is given as follows²:

$$m = -2.5 / \ln(10) \times [\operatorname{asinh}((f / f_0) / (2b)) + \ln(b)]. \quad (1)$$

Here, m is the magnitude in the u, r, g, i, z filter, f is the flux, f_0 is the flux for zero magnitude m_0 , b — coefficient. These values differ for each filter u, r, g, i, z . They are shown in Table 1.

After solving equation (1), we get the following relationship between the flux and the magnitude:

$$f = \sinh(-0.921m - 2 \times 10^3 b f_0 \log(b)), \quad (2)$$

where $f_0 = 3631$ Jy.

The observed magnitudes were converted from the 2MASS, GALEX, and WISE catalogs to the Jy fluxes using the usual Pogson formula, considering the zero magnitudes and the corresponding flux value for each catalog. However, the data for isolated AGNs are absent in the archives of the Spitzer, Hershel, and IRAS space observatories. So, we provided an individual search of observational data from these space missions and for radio ranges in the NED database.

3. SED MODEL & PRELIMINARY RESULTS

For the first step in our analysis, we ran different tests to choose a baseline model to describe emission from the ultraviolet to radio ranges. One can choose a combination of physical models that describe emis-

² <https://www.sdss.org/dr12/algorithms/magnitudes/#asinh>

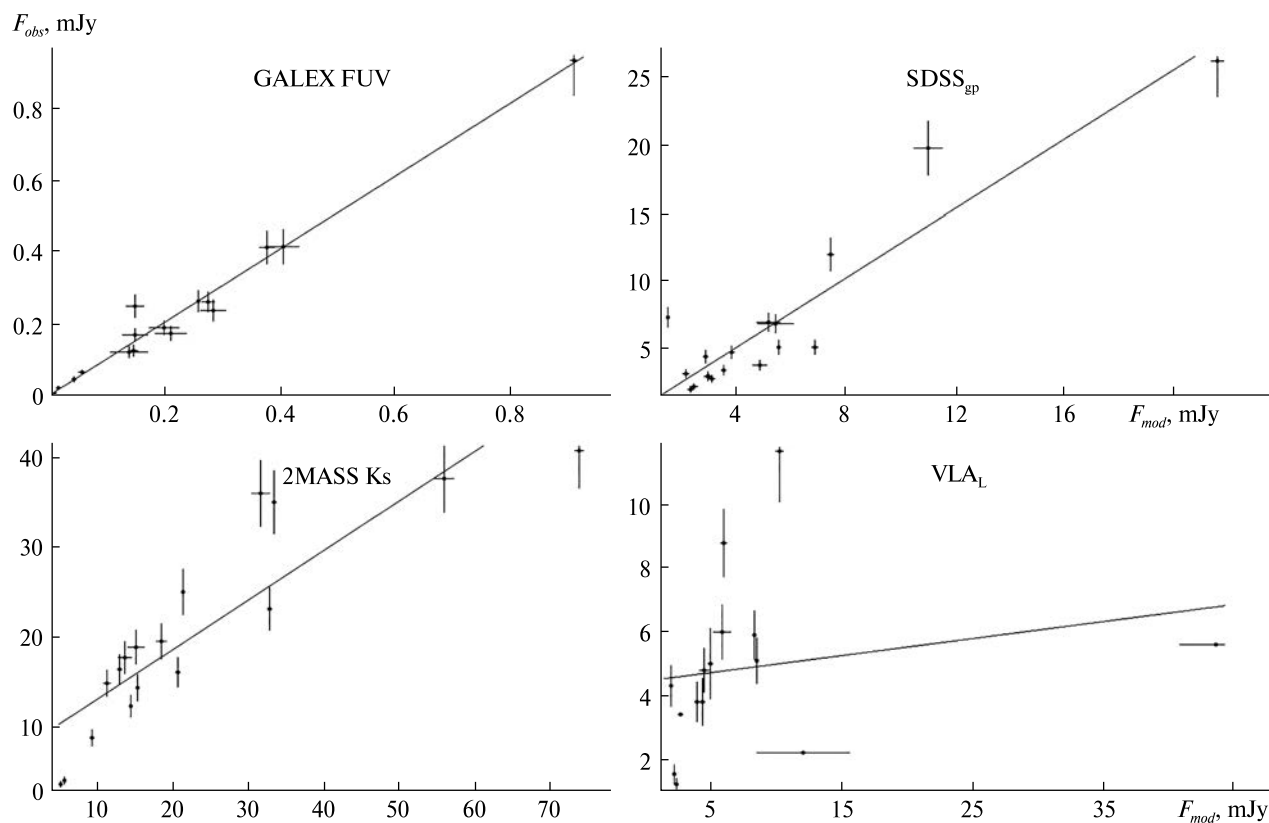


Figure 1. Observed fluxes F_{obs} in different bands vs model fluxes F_{mod} of the isolated low-redshift AGNs

sions from different components of galaxies. Input parameters for the SED fitting are given in Table 2. Among these physical models are as follows:

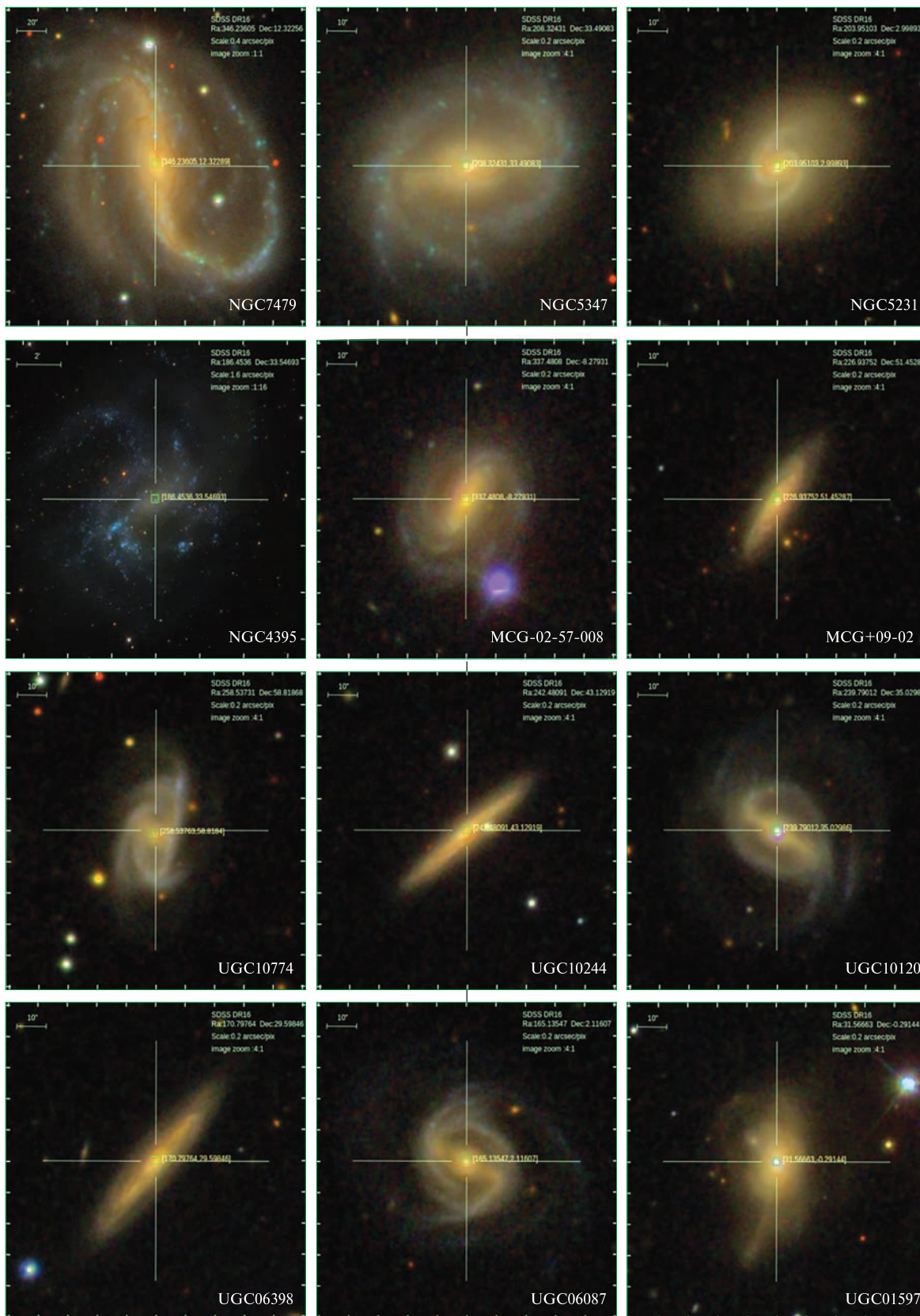
- sfhdelayed — delayed SFH with optional exponential burst,
- bc03 — stellar population synthesis [4],
- nebular — continuum and line nebular emission,
- dustatt_modified_CF00 Calzetti 2000 attenuation law [5],
- dale2014 — dust emission templates [7],
- fritz2006 — AGN models [11],
- radio — galaxy synchrotron emission and AGN,
- redshifting.

All the obtained physical properties (star-formation rate (SFR), stellar mass, AGN fraction, etc.) are model-dependent. Here, we present preliminary results of one of the possible model combinations for describing multiwavelength emission from isolated AGNs.

All the studied galaxies are spiral but with different spectral activity types of their AGN (Table 3, col-

umn 3), which plays an essential role in observable SED. In our model, we consider the presence of AGN using model [50], where the angle between the equatorial axis and line of sight was set to 90° for type Sy1 and 0° for type Sy2. This model describes well the SED in ultraviolet and optical ranges, see Figure 1, where the vertical axis shows the observed fluxes in different ranges, and the horizontal axis shows the simulated fluxes. The best correlation coefficients of 0.99 were obtained for GALEX FUV, 0.97 for SDSS_z, and 0.93 for SDSS_g. In the infrared range, the coefficient 0.88 for 2MASS Ks is the best match. The far-infrared and radio components require the use of a different model, so the observed magnitudes are well described for only a few galaxies, and the overall correlation coefficient is 0.22 for VLA_L data.

A good fit in the first approximation was obtained for 6 galaxies — CGCG 179-005, IC0009, CGCG 243-024, MCG +09-25-022, UGC 10244, UGC 06398 (Figure 2). The obtained value of the AGN fraction



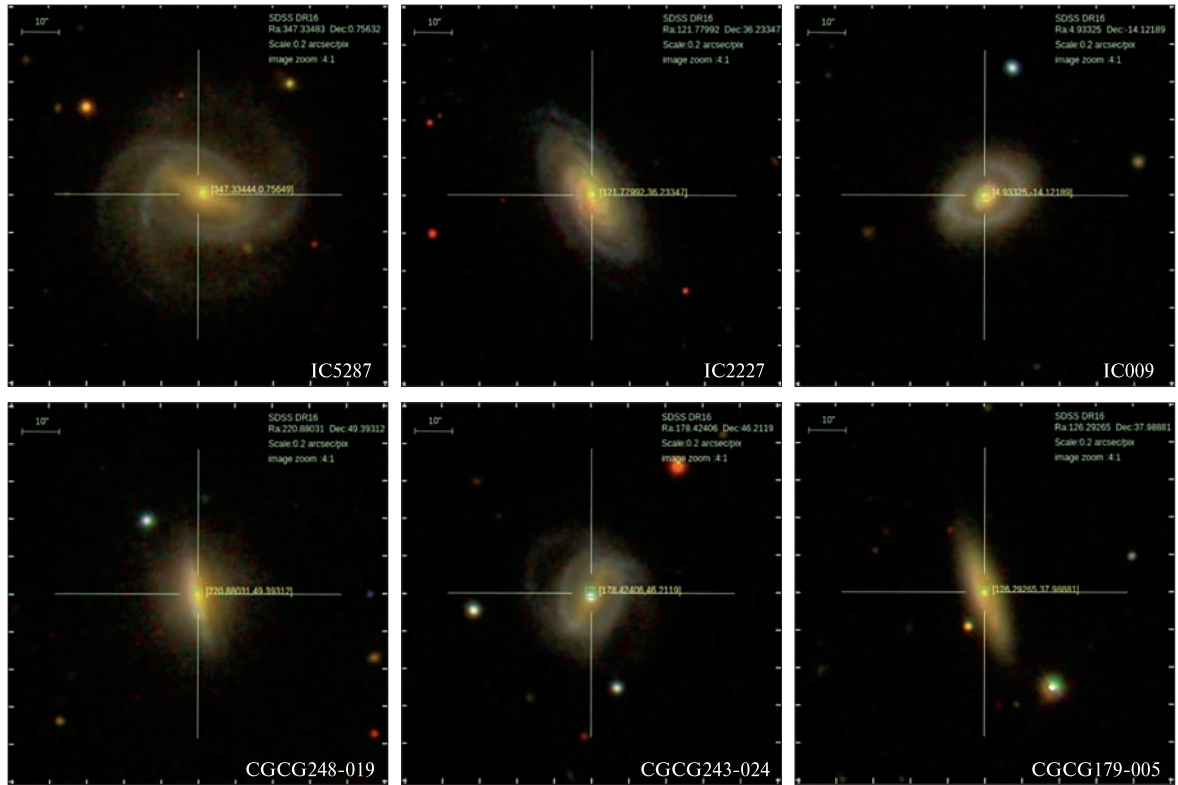


Figure 2. SDSS images [<https://skyserver.sdss.org/dr16>] of 18 2MIG isolated AGNs, which were modeled with CIGALE

Table 3. General properties of 2MIG isolated AGNs

Name	Morph. type	Activity type	Features	Stellar mass, $10^{10} M_{\text{Sun}}$	SFR, $M_{\text{Sun}} \text{y}^{-1}$	χ^2	$F_{15-150 \text{ keV}}$ 10^{-15} W/m^2
UGC10774	SABb	NLAGN	Bar, ring	0.9	1.11	12	—
UGC10244	Sbc	LINER	SN Ia	4.6	0.24	4.1	
UGC10120	SB(r)b	Sy 1n	Bar, ring	4.5	5.42	11	
UGC06398	Sbc	Sy 2	Ring	9.6	0.16	6.4	
UGC06087	SBb	?	Bar, ring	5.4	1.24	15	
UGC01597	S0	Sy 1.9	—	17.5	0.89	22	24.27
NGC7479	SB(s)c	Sy 2	Bar, SN 1b, SN	1.2	0.02	47	14.69
NGC5347	SB(rs)ab	Sy 2	Bar, ring	0.9	0.58	13	
NGC5231	SBa	Sy 1	Bar	5.5	1.28	9.4	7.7
NGC4395	SA(s)m	Sy 1.8 / Linear	Ring	0.001 (unfit)	0.0007 (unfit)	37	27.53
MCG-02-57-008	Sc	—	—	6.3	0.11	16	
MCG+09-25-022	Sa	Sy 1.0	Ring	11.1	2.56	3.1	
IC5287	SBb	Sy 1.2	Bar	4.9	1.14	5.5	
IC2227	SBa	Sy 2	Bar	12.4	2.82	13	
IC0009	Sa	Sy 2	Ring	4.7	3.03	2.8	
CGCG248-019	SBab	Candidate BLAGN	Bar	3.1	1.93	1.6	
CGCG243-024	SBb	Sy1	Bar, ring	1.1	1.21	2.6	
CGCG179-005	Sbc	Candidate BLAGN	—	0.8	0.54	1.6	

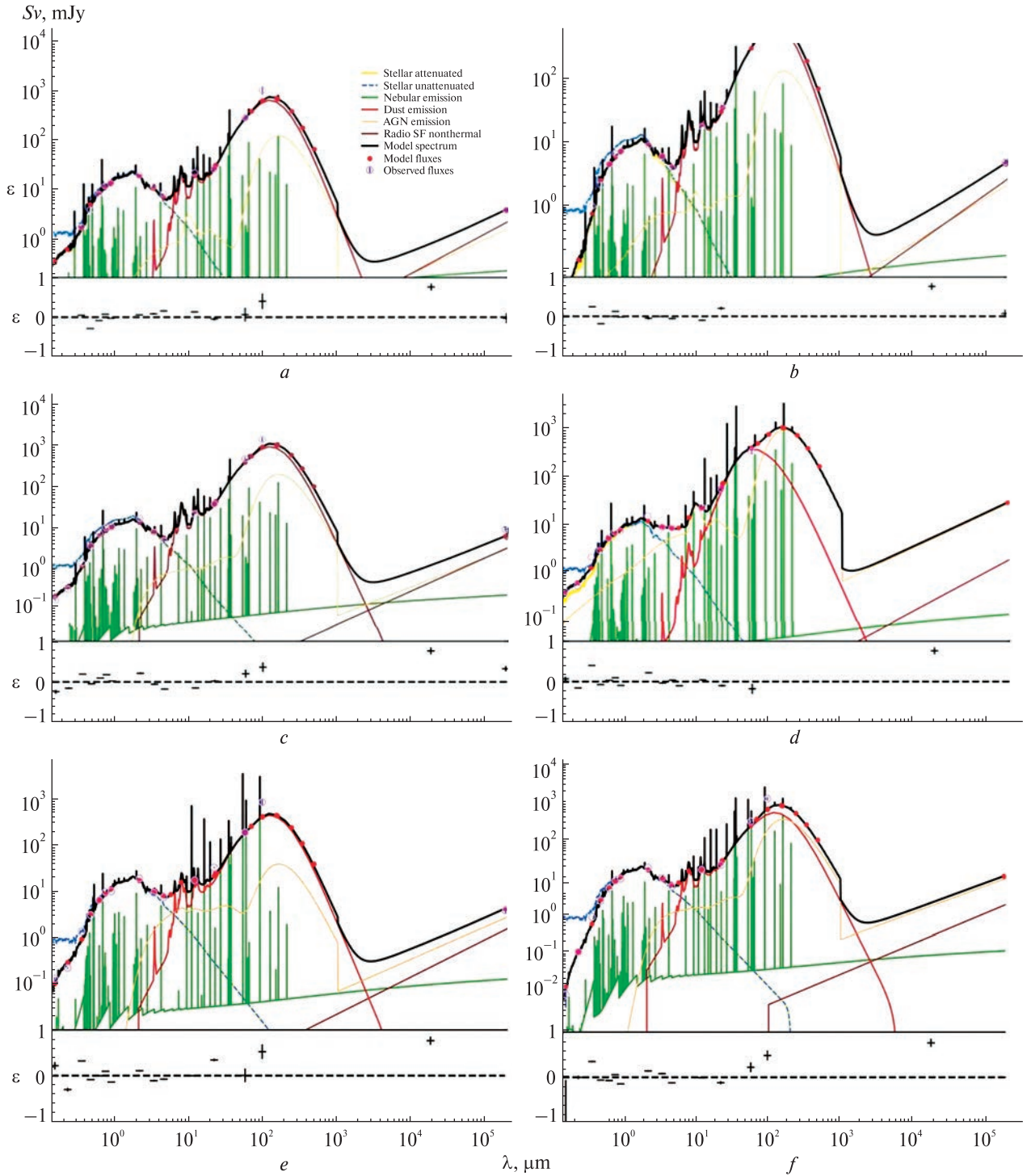


Figure 3. The best-fit results for SEDs fitting for several isolated AGNs: *a* – CGCG248-019, $z = 0.0302$, $\chi^2 = 1.6$; *b* – CGCG179-005, $z = 0.0214$, $\chi^2 = 1.6$; *c* – IC0009, $z = 0.0421$, $\chi^2 = 2.8$; *d* – CGCG243-024, $z = 0.0243$, $\chi^2 = 2.2$; *e* – MCG+09-25-022, $z = 0.0459$, $\chi^2 = 3.3$; *f* – UCG10244, $z = 0.0325$, $\chi^2 = 2.5$

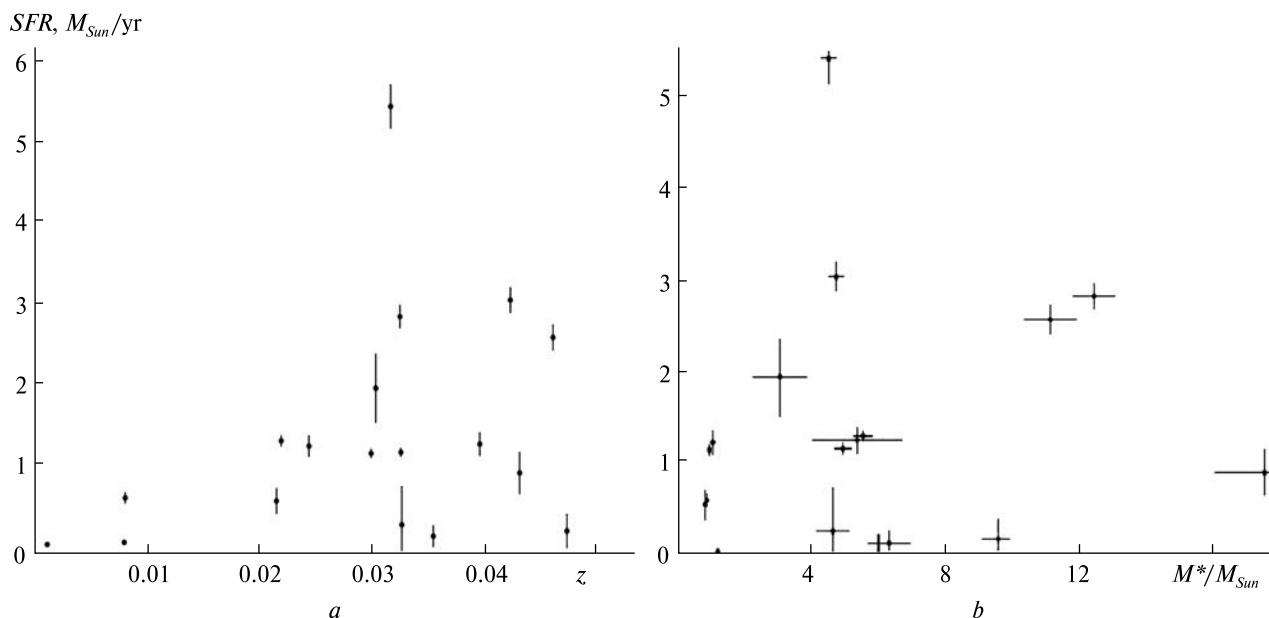


Figure 4. The *SFR* distribution: *a* — for studied isolated AGNs with redshift; *b* — the distribution of estimated *SFR* with stellar mass of studied isolated AGNs

is 0.1 for 15 objects and 0.5 for three objects (UGC 10244, MCG-02-57-008, and CGCG 243-024). The evaluated stellar masses and star-formation rates are presented in Table 3 (columns 6 and 7, respectively).

The studied 18 AGNs have different morphological types and features with a bar, without a bar, with a bar and a ring (Figure 2, Table 3, columns 3 and 5), and types of nuclear activity as Seyferts 1 and 2, Liners (Table 3, column 4). For this reason, we cannot distinguish certain morphological features common to objects which the basic model will describe well. However, galaxies for which the chosen model does not give the desired result also have emission in the hard X-ray as evidenced by the data from the 150-month Swift/BAT survey [24], so we suggest that the actual contribution from AGN is much more significant for some galaxies than is estimated in our preliminary model.

4. DISCUSSION

We present preliminary results of multiwavelength properties of 18 isolated AGNs modeled with the CIGALE software. Analysis of the emission in a broad range by the baseline model showed that it describes the spectral energy distribution for 6 galaxies quite well (see Table 3, column 8 for $\chi^2 < 5.0$). The best SED fittings of CGCG248-019 ($\chi^2 = 1.6$), CGCG179-

005 ($\chi^2 = 1.6$), CGCG243-024 ($\chi^2 = 2.6$), IC0009 ($\chi^2 = 2.8$), MCG+09-25-022 ($\chi^2 = 3.1$), UGC10244 ($\chi^2 = 4.1$) are presented in Figure 3.

The contribution to the emission from the active nucleus for 15 galaxies is estimated at 0.1 %. It is consistent with our conclusion that the activity of the nucleus of the most isolated galaxies is faint. However, this assumption is not valid for a few objects, in particular, UGC01597, NGC7479, NGC5231, and NGC4395, since they have hard X-ray emission according to the data from the Swift/BAT catalog, and their AGN luminosity varies from 10^{42} to 10^{44} erg/s (Table 3, column 9).

Whereas the quantification of stellar mass (M^*) and the assessment of star formation rates (SFR) represent pivotal parameters in the characterization of galaxies, accurate measuring of these fundamental properties is paramount in elucidating the present state of galaxies, their history, and future evolution. To estimate these physical quantities, we tested different models for describing the star formation history (SFH) of the stellar population. As a result, a “delayed” SFH is chosen, where the evolution of the star-forming rate is described as follows :

$$\text{SFR}(t) \propto \frac{t}{\tau^2} \times \exp(-t/\tau) \text{ for } 0 \leq t \leq t_0,$$

here t_o — the age of the onset of star formation, and τ is the time at which the SFR peaks. After peaking at $t = \tau$, it smoothly decreases.

For the stellar population description, the bc03 module was chosen, where a single stellar population (SSPs) was used [4]. SSP library is available for a broad range of metallicities (0.0001, 0.0004, 0.004, 0.008, 0.02, and 0.05). To compute the spectrum of the composite stellar populations, CIGALE calculates the dot product of the SFH with the grid containing the evolution of the spectrum of an SSP with steps of 1 Myr [3].

As for the relatively accurate description of the ultraviolet and optical components of the SED concerning the stellar mass and star formation rate, we conclude as follows. The estimated mass of the stellar component falls from $10^{10} M_{\text{Sun}}$ and $10^{11} M_{\text{Sun}}$ (Table 3, column 6). The star formation rate for most galaxies (except UGC 10120) does not exceed $3 M_{\text{Sun}}$ per year (Figure 4, *a*; Table 3, column 7), indicating the absence of active star formation. Separately, it is worth noting that the selected model does not describe the galaxy NGC 4395. It may be related

to a different ratio between the old and young stellar populations (see Figure 2, SDSS image of NGC 4395). The SFR distribution shows a trend towards an increase in the star formation rate with increasing redshift (Figure 4, *a*). We note that SFR for 1616 isolated galaxies selected from the Two-Micron All-Sky Survey were obtained in [28] based only on the GALEX data. The estimated star-forming rate per stellar mass is presented in Figure 4, *b*: due to the small statistics, the conclusion is premature.

The best-fit results for SEDs fitting for other isolated AGNs, as well as their physical properties, will be analyzed with other models.

Acknowledgements. *I express my gratitude to Prof. Iryna Vavilova for useful discussions, comments, and remarks. The work was supported by the Target scientific project of the National Academy of Sciences of Ukraine “Multiwavelength properties of isolated galaxies with active nuclei” (0123U102380), a grant for Research works of young scientists of the National Academy of Sciences of Ukraine (2023–2024, 0123U103122), and scholarship of the President of Ukraine for young scientists.*

REFERENCES

1. Babyk I., Vavilova I. (2014). The distant galaxy cluster XLSSJ022403.9-041328 on the LX - TX - M scaling relations using Chandra and XMM-Newton observations. *Astrophys. and Space Sci.*, **353**, № 2, 613–619.
2. Bitsakis T., Dultzin D., Ciesla L., et al. (2016). Studying the evolution of galaxies in compact groups over the past 3 Gyr. II. The importance of environment in the suppression of star formation. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **459**, № 1, 957–970. DOI: 10.1093/mnras/stw686
3. Boquien M., Burgarella D., Roehlly Y., et al. (2019). CIGALE: a Python Code Investigating GALaxy Emission. *Astron. and Astrophys.*, **622**, id.A103, 33 p.
4. Bruzual G., Charlot S. (2003). Stellar population synthesis at the resolution of 2003. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **344**, № 4, 1000–1028.
5. Calzetti D., Armus L., Bohlin R. C., et al. (2000). The Dust Content and Opacity of Actively Star-forming Galaxies. *Astrophys. J.*, **533**, № 2, 682–695.
6. Chesnok N. G. (2010). General properties of a sample of isolated galaxies containing an active nucleus. *Kosmichna Nauka i Tekhnologiya*, **16**, № 5, 77–80.
7. Dale D. A., Helou G., Magdis G. E., et al. (2014). A Two-parameter Model for the Infrared/Submillimeter/Radio Spectral Energy Distributions of Galaxies and Active Galactic Nuclei. *Astrophys. J.*, **784**, № 1, article id. 83, 11 p.
8. Dubois J., Fraix-Burnet D., Moultaq J., et al. (2022). Unsupervised classification of CIGALE galaxy spectra. *Astron. and Astrophys.*, **663**, id.A21, 18 p. DOI: 10.1051/0004-6361/202141729
9. Ehler S., von der Linden, A., Allen S. W., et al. (2014). X-ray bright active galactic nuclei in massive galaxy clusters. II. The fraction of galaxies hosting active nuclei. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **437**, № 2, 1942–1949.
10. Einasto M., Kipper R., Tenjes P., et al. (2022). Death at watersheds: Galaxy quenching in low-density environments. *Astron. and Astrophys.*, **668**, id.A69, 20 p.
11. Fritz J., Franceschini A., Hatziminaoglou E. (2006). Revisiting the infrared spectra of active galactic nuclei with a new torus emission model. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **366**, № 3, 767–786.
12. Hirschmann M., De Lucia, G., Iovino A., Cucciati O. (2013). Isolated galaxies in hierarchical galaxy formation models — present-day properties and environmental histories. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **433**, № 2, 1479–1491.

13. Juodžbalis I., Conselice C. J., Singh M., et al. (2023). EPOCHS VII: discovery of high-redshift ($6.5 < z < 12$) AGN candidates in JWST ERO and PEARLS data. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **525**, № 1, 1353–1364. DOI: 10.1093/mnras/stad2396
14. Karachentsev I. D., Karachentseva V. E., Huchtmeier W. K. (2006). Disturbed isolated galaxies: indicators of a dark galaxy population? *Astron. and Astrophys.*, **451**, № 3, 817–820.
15. Karachentseva V. E. (1973). Catalogue of isolated galaxies. *Spets. Astrof. Obser.*, **8**, 3–72.
16. Karachentseva V. E. (1980). An Analysis of the Isolated Galaxy Criterion. *Sov. Astron.*, **24**, 665.
17. Karachentseva V. E., Karachentsev I. D. (1979). Radial velocities of isolated galaxies. *Astrofizika*, **15**, 589–598; Translation: *Astrophys.*, 1980, **15**, № 4, 396–402.
18. Karachentseva V. E., Karachentsev I. D., Melnyk O. V. (2021). Early-Type (E, S0) Galaxies in the Catalog of Isolated Galaxies (KIG). *Astrophys. Bull.*, **76**, № 2, 132–145.
19. Karachentseva V. E., Mitronova S. N., Melnyk O. V., et al. (2010). Catalog of isolated galaxies selected from the 2MASS survey. *Astrophys. Bull.*, **65**, № 1, 1–17.
20. Khramtsov V., Vavilova I. B., Dobrycheva D. V., et al. (2022). Machine learning technique for morphological classification of galaxies from the SDSS. III. Image-based inference of detailed features. *Space Science and Technology*, **28**, № 5, 27–55.
21. Kompaniiets O. (2023). General X-ray properties of 2MIG isolated AGN at $z < 0.05$. Abstracts of the Int. Conf. “Astronomy and Space Physics in the Kyiv University” (Kyiv, Ukraine, May 23–26, 2023), 30.
22. Kompaniiets O. V., Babyk Iu. V., Vasylenko A. A., et al. (2023). X-ray spectral and image spatial models of NGC 3081 with Chandra data. The Predictive Power of Computational Astrophysics as a Discovery Tool. Eds D. Bisikalo, D. Wiebe and Ch. Boily. *Proc. Int. Astron. Union*, **362**, 100–104.
23. Kompaniiets O. V., Vasylenko A. A. (2020). Structure of an Absorbing Medium in the Nucleus of the Galaxy Mrk 417 Based on NuSTAR and Swift/Bat Data. *Astrophys.*, **63**, № 3, 307–321.
24. Koss Oh K. M., Markwardt C. B. (2018). The 105-Month Swift-BAT All-sky Hard X-Ray Survey. *Astrophys. J. Suppl. Ser.*, **235**, № 1, article id. 4, 14 p.
25. Koulouridis E., Bartalucci I. (2019). High density of active galactic nuclei in the outskirts of distant galaxy clusters. *Astron. and Astrophys.*, **623**, id.L10, 6 p.
26. Leon S., Verdes-Montenegro L., Sabater J., et al. (2008). The AMIGA sample of isolated galaxies. VI. Radio continuum properties of isolated galaxies: a very radio-quiet sample. *Astron. and Astrophys.*, **485**, № 2, 475–486.
27. Melnyk O., Karachentseva V., Karachentsev I. (2015). Star formation rates in isolated galaxies selected from the Two-Micron All-Sky Survey. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **451**, № 2, 1482–1495.
28. Melnyk O. Mitronova S., Karachentseva V. (2014). Colours of isolated galaxies selected from the Two-Micron All-Sky Survey. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **438**, № 1, 548–556.
29. Miller D., Tremonti C., Diamond-Stanic A., Lundgren B. (2023). Observational analysis of the physical properties of eBOSS galaxies using CIGALE. *Bull. Amer. Astron. Soc.*, **55**, № 2, e-id 2023n2i405p02 (Amer. Astron. Soc. Meeting #241, id. 405.02).
30. Pulatova N., Vavilova I., Berczik P. (2013). Statistical study of isolated and non-isolated AGNs in the Local Universe. Feeding Compact Objects: Accretion on All Scales. *Proc. Int. Astron. Union, IAU Symp.*, **290**, 297–298.
31. Pulatova N. G., Vavilova I. B., Sawangwit U., et al. (2015). The 2MIG isolated AGNs. I. General and multiwavelength properties of AGNs and host galaxies in the northern sky. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **447**, № 3, 2209–2223.
32. Pulatova N. G., Vavilova I. B., Vasylenko A. A. (2023). Radio properties of the low-redshift isolated galaxies with active nuclei. *Kinematika i fizika nebesnyh tel.*, **39**, № 2, 47–72.
33. Sabater J., Verdes-Montenegro L., Leon S., et al. (2012). The AMIGA sample of isolated galaxies. XI. Optical characterisation of nuclear activity. *Astron. and Astrophys.*, **545**, id.A15, 15 p.
34. Sánchez-Alarcón P. M., Román J., Knapen J. H., et al. (2023). The AMIGA sample of isolated galaxies. XIV. Disc breaks and interactions through ultra-deep optical imaging. eprint arXiv:2307.02527.
35. Sobolenko M., Kompaniiets O., Berczik P., et al. (2022). NGC 6240 supermassive black hole binary dynamical evolution based on Chandra data. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **517**, № 2, 1791–1802.
36. Suleiman N., Noboriguchi A., Toba Yo., et al. (2022). The statistical properties of 28 IR-bright dust-obscured galaxies and SED modelling using CIGALE. *Publ. Astron. Soc. Jap.*, **74**, № 5, 1157–1185. DOI: 10.1093/pasj/psac061
37. Sulentic J. W., Verdes-Montenegro L., Bergond, G., et al. (2006). The AMIGA sample of isolated galaxies. II. Morphological refinement. *Astron. and Astrophys.*, **449**, № 3, 937–949.
38. Vasylenko A. A., Vavilova I. B., Pulatova N. G. (2020). Isolated AGNs NGC 5347, ESO 438-009, MCG-02-04-090, and J11366-6002: Swift and NuSTAR joined view. *Astron. Nachr.*, **341**, № 8, 801–811.
39. Vavilova I. B., Dobrycheva D. V., Vasylenko M. Yu., et al. (2021). Machine learning technique for morphological classification of galaxies from the SDSS. I. Photometry-based approach. *Astron. and Astrophys.*, **648**, id.A122, 14 p.
40. Vavilova I. B., Karachentseva V. E., Makarov D. I., Melnyk O. V. (2005). Triplets of Galaxies in the Local Supercluster. I. Kinematic and Virial Parameters. *Kinematika i Fizika Nebesnykh Tel.*, **21**, № 1, 3–20.
41. Vavilova I. B., Khramtsov V., Dobrycheva D. V., et al. (2022). Machine learning technique for morphological classification of galaxies from SDSS. II. The image-based morphological catalogs of galaxies at $0.02 < z < 0.1$. *Space Science and Technology*, **28**, № 1, 3–22.

42. Vavilova I. B., Khrantsov V., Dobrycheva D. V., et al. (2023). VizieR Online Data Catalog: Galaxies at $0.02 < z < 0.1$ morphological catalog (Vavilova+, 2022). VizieR On-line Data Catalog: J/other/KNIT/28.3. Originally published in: 2022KNIT...28....3V
43. Vavilova I. B., Melnyk O. V., Elyiv A. A. (2009). Morphological properties of isolated galaxies vs. isolation criteria. *Astron. Nachr.*, **330**, 1004. DOI: 10.1002/asna.200911281
44. Vavilova I., Pakuliak L., Babyk I., et al. (2020). *Surveys, Catalogues, Databases, and Archives of Astronomical Data*. Knowledge Discovery in Big Data from Astronomy and Earth Observation (1st ed.). Eds P. Skoda, A. Fathalrahman. Elsevier, 57–102. ISBN: 978-0-128-19154-5.
45. Vavilova I. B., Vasylenko A. A., Babyk Iu. V., et al. (2015). X-Ray Spectral Properties of the Isolated AGNs: NGC 1050, NGC 2989, ESO 317-038, ESO 438-009. *Odessa Astron. Publs*, **28**, 150–153.
46. Vavilova I. B., Vasylenko A. A., Babyk Iu. V., et al. (2016). Multi-wavelength properties and SMBH's masses of the isolated AGNs in the Local Universe. Active Galactic Nuclei: what's in a name? *Proc. conf.* (Garching, 27 June — 1 July, 2016), id.105
47. Verley S., Leon S., Verdes-Montenegro L., et al. (2007). The AMIGA sample of isolated galaxies. V. Quantification of the isolation. *Astron. and Astrophys.*, **472**, № 1, 121–130.
48. Véron-Cetty M.-P., Véron P. (2010). A catalogue of quasars and active nuclei (13th ed.). *Astron. and Astrophys.*, **518**, id.A10.
49. Vol'vach A. E., Vol'vach L. N., Kut'kin A. M., et al. (2011). Multi-frequency studies of the non-stationary radiation of the blazar 3C 454.3. *Astron. Reports*, **55**, № 7, 608–615.
50. Wang J., Zhou X. L., Wei J. Y. (2013). Insight into active galactic nucleus and host galaxy co-evolution from hard X-ray emission. *Astrophys. J.*, **768**, № 2, article id. 176, 12 p.
51. Yang G., Boquien M., Buat V., et al. (2020). X-CIGALE: Fitting AGN/galaxy SEDs from X-ray to infrared. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **491**, № 1, 740–757. DOI: 10.1093/mnras/stz3001
52. Zhao X., Marchesi S., Ajello M. (2019). Compton-thick AGN in the NuSTAR Era. IV. A Deep NuSTAR and XMM-Newton View of the Candidate Compton-thick AGN in ESO 116-G018. *Astrophys. J.*, **871**, № 2, article id. 182, 10 p.

Стаття надійшла до редакції 14.08.2023

Після доопрацювання 02.10.2023

Прийнято до друку 04.10.2023

Received 14.08.2023

Revised 02.10.2023

Accepted 04.10.2023

O. V. Компанієць, мол. наук. співроб., аспірантка Інституту фізики НАН України

<https://orcid.org/0000-0002-8184-6520>

E-mail: kompaniets@mao.kiev.ua

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

БАГАТОХВИЛЬОВІ ВЛАСТИВОСТІ БЛИЗЬКИХ ІЗОЛЬОВАНИХ ГАЛАКТИК ІЗ АКТИВНИМИ ЯДРАМИ: CIGALE-МОДЕЛЮВАННЯ

Представлено попередні результати багатохвильових властивостей вісімнадцяти ізольованих галактик з активними ядрами, змодельованих у програмному середовищі CIGALE. Вибірку галактик було сформовано методом крос-кореляції вибірки ізольованих 2MIG галактик з активними ядрами (АЯГ) з каталогом SDSS DR9. Материнські галактики цієї вибірки не зазнавали злиття протягом щонайменше трьох мільярдів років, що робить їх унікальною лабораторією для вивчення взаємодії між різними астрофізичними процесами без факторів, що ускладнюють взаємодію з іншими галактиками, або ефектів середовища щільного скупчення. Крім того, дослідження ізольованих галактик з АЯГ може дати цінну інформацію про еволюцію та активність галактик у ширшому контексті розподілу великомасштабних структур Всесвіту. По-перше, ми прагнемо зрозуміти, як оточення впливає на фізичні процеси, пов'язані з акрецією речовини на надмасивні чорні діри в цих галактиках. По-друге, якою мірою процеси зореутворення чи дегенерації активності ядра продовжують еволюцію цих галактик. По-третє, яким чином локалізація ізольованих АЯГ у войдах чи філаментах великомасштабної структури визначає властивості цього середовища на малих червоних зміщеннях.

Використовуючи спостережувані потоки від УФ- до радіодіапазонів з архівних баз даних (GALEX, SDSS, 2MASS, Spitzer, Hershel, IRAS, WISE, VLA), ми оцінили внесок випромінювання активного ядра в загальне випромінювання галактики, зоряну масу і швидкість зореутворення. Маса зоряного компонента для проаналізованих галактик лежить у межах від $10^{10} M_{\text{Sun}}$ до $10^{11} M_{\text{Sun}}$. Швидкість зореутворення для більшості галактик (крім UGC 10120) не перевищує $3 M_{\text{Sun}}$ за рік. Найкращі моделі спектрального енергетичного розподілу (з $\chi^2 < 5$) отримано для галактик CGCG248-019 ($\chi^2 = 1.6$), CGCG179-005 ($\chi^2 = 1.6$), CGCG243-024 ($\chi^2 = 2.6$), IC0009 ($\chi^2 = 2.8$), MCG+09-25-022 ($\chi^2 = 3.1$), UGC10244 ($\chi^2 = 4.1$).

Ключові слова: галактики, ізольовані галактики, активні ядра галактик, зоряна маса, темп зореутворення; об'єкти: CGCG248-019, CGCG179-005, CGCG243-024, IC0009, MCG+09-25-022, UGC10244.

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.099>

UDC 621.396

V. BYKOV¹, Leading Researcher of the Department of Technical Radiophysics,
Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher
E-mail: bykov@karazin.ua

G. OSINOVYJ², Head of project department, PhD

K. KOZIS², Senior Researcher, candidate of technical sciences

¹ V. N. Karazin Kharkiv National University

4 Maidan Svobodi, Kharkiv, 61000 Ukraine

² Yuzhnoye State Design Office named after M. K. Yangel

3 Kryvorizhska Str., Dnipro, 49008 Ukraine

E-mail: info@yuzhnoye.com

METHODS OF ACTIVE AND PASSIVE ELECTRONIC PROTECTION OF SMALL GROUND OBJECTS FROM RADIOMETRIC MILLIMETER DETECTION SYSTEMS

We evaluate the probability and detection range of small-sized ground objects, including mobile objects, by passive-and-active radiometric detection and identification systems of millimeter range. We applied various methods allowing us to take into account a great number of factors (strength and multi-positional structure of a lighting source, pass bandwidth of a receiver of a radiometric (RM) system, characteristics of an antenna of a lighting source and RM system) and conditions for RM system sighting (sighting angles, dimensions and configuration of an object, influence of atmospheric hydrometeors) which affect the process of detection or non-detection of small-sized ground objects. Analytical expressions and formulas obtained in this study allow evaluation of the influence of applied methods and protection means on the detection process; i.e., evaluation of the efficiency of means for reduction of signature of small-sized ground mobile objects from radiometric detection systems of millimeter range.

The paper presents a theoretical model for determining the probability and range of detection of a small ground object by a radiometric system. This model takes into account the possibility of using an active-passive radiometric system as well as active and passive means of reducing object visibility. The model made it possible to obtain generalized formulas both for the object-to-background radio brightness contrast and for the detection range of the object in the presence of illumination sources.

Based on numerical simulation, it was shown the effectiveness of the worked-out model. In addition, it is shown that due to the use of an adjustable source of noise illumination, it is possible to significantly reduce the visibility of the object in dynamic conditions. The results of the paper outline the ways of development of modern high-tech methods of passive and active protection of ground objects from radiometric reconnaissance and weapon guidance systems.

Keywords: millimeter range, matrix correlation-extreme detection systems, passive-and-active protection systems, mask coatings.

Цитування: Вуков В., Осиновй Г., Козис К. Methods of active and passive electronic protection small ground objects from radiometric millimeter detection systems. *Space Science and Technology*. 2023. **29**, № 5 (144). P. 99–105. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.099>

© Publisher РН «Академперіодика» 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 general, protection of objects of military and special equipment from millimeter radiometric detection systems consists of using active and passive methods and means that allow shielding of the object radiation and decreasing their reflectance in a wide frequency range, and thus reducing the radiometric visibility [1, 4–7]. Here, radiometric visibility means the ability to determine from a certain distance and with a certain level of probability the presence of ground objects that, in a general case, may be moving.

METHODS OF PASSIVE AND ACTIVE ELECTRONIC PROTECTION OF GROUND OBJECTS

The method of passive radio-electronic protection involves the use of masking coatings. These include, for example, net camouflage coatings (Fig. 1 and 2). These coatings are used for partial (Fig. 1) or com-

plete (Fig. 2) shelter of the protected object. This allows you to change the thermal profile of the object and reduce its radiative capacity.

Fig. 1 shows a violation of the thermal profile of the object due to its partial shelter. This approach can be used to mask stationary and moving objects when correlation-extreme recognition systems are used. In this case, the value of the correlation function between the real object and its reference image can be significantly reduced. This approach is also appropriate when masking large objects, which, in principle, cannot be completely covered with a masking coating.

There are two types of complete shelter of the object using a masking coating. In the case of the “Cloak” type shelter (Fig. 2, *a*), the masking coating is in contact with the surface of the object, partially reproducing its contours. This type of coating is convenient to use for moving objects, for example, military equipment on the march. Shelters of the “Tent”

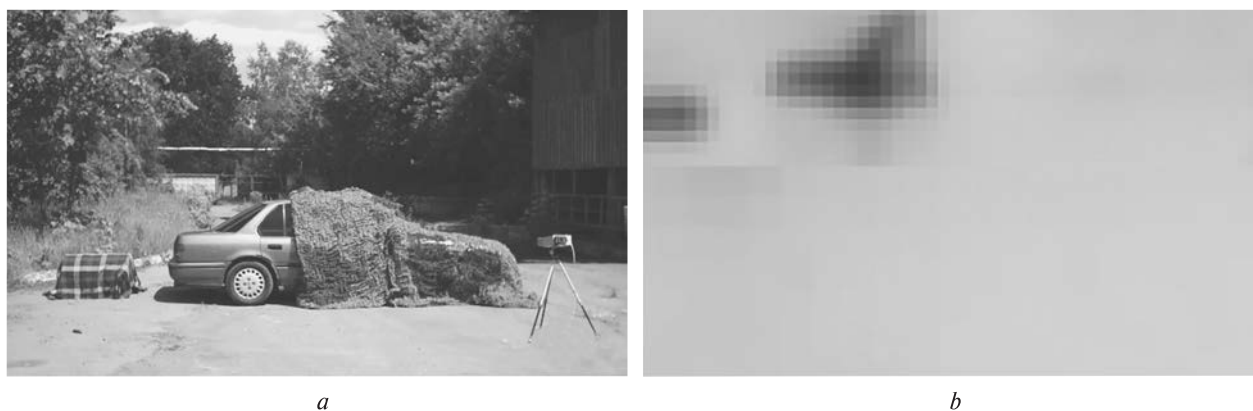


Figure 1. Photo (*a*) and radiometric image (*b*) of the ground object partially covered with mesh camouflage coatings

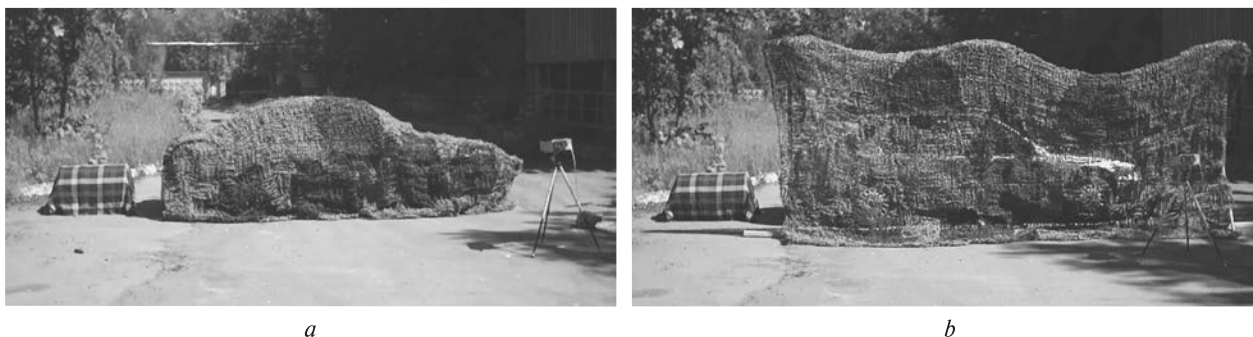


Figure 2. Examples of “Cape” (*a*) and “Tent” (*b*) type shelters for reducing the visibility of the ground object using a net-type camouflage coating

type (Fig. 2, *b*) are usually used for stationary objects or for the equipment in a camp. This type of shelter allows masking the equipment with free access to its surface.

An example of an active radio-electronic protection method is the equalization of the radio-brightness temperatures of an object and the background at the input of a radiometric receiver of a passive radiometric detection system.

This method suggests the use of an own illumination source that generates a noise signal in the direction of the object to be protected. The power of the illumination source gradually increases until the “object — background” contrast reaches a minimum, in particular, zero value. Contrast refers to the temperature difference between the radio brightness of the object and the background. Feedback between the power of the illumination source and the “object — background” contrast is provided by the radiometric sensor, which is located on the same carrier as the source. This makes it possible to significantly reduce the detection rate of the protected object by an external passive radiometric system [1, 3, 5].

In order to illustrate the effectiveness of the specified methods of reducing the visibility of objects, it is first necessary to consider the method of determining the probability and range of detection of small-sized objects by an active-passive radiometric system.

METHOD FOR ESTIMATING THE PROBABILITY AND DETECTION RANGE OF SMALL GROUND OBJECTS BY MATRIX RADIOMETRIC PASSIVE-ACTIVE SYSTEMS OF MILLIMETERS BAND

The probability D of correctly detecting an object in a radiometric image is determined by its signal-to-noise ratio and can be calculated by the formula [2]:

$$D = \frac{1}{2} \left[1 + \Phi \left(\frac{T_g + \Delta T_0}{\sigma} \right) \right]. \quad (1)$$

Here

$$\Phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x \exp(-t^2/2) dt$$

is the error function, $\Delta T = T_s - T_g$ is a contrast between the brightness temperature of an object (T_s) and background (T_g), T_0 is a temperature threshold value, exceeding which indicates the presence of a signal, i.e., the visualization of the object against the

background, and σ is RMS of the noise of the radiometric system. Note that the temperature threshold also includes the background temperature, since it is a random value. Therefore, the formula (1) includes the difference $T_0 - T_g$ instead of T_0 .

Let's introduce a new value $q = DT/s$, which characterizes the value of the signal-to-noise ratio. The dependence of probability D on q is shown in Fig. 3.

In Fig. 3, one can see two horizontal dashed lines that show the lower ($D = 0.1$) and upper ($D = 0.9$) limits of object detection. Probability values that exceed the upper limit ($D \geq 0.9$) correspond to the case of stable detection of the object. At the same time, probability values that are smaller than the lower limit ($D \leq 0.1$) correspond to the case of persistent non-detection of the object. It should be noted that the constructed dependence ($D = f(q)$) allows for the upper and lower limits of the probability of detection to calculate the corresponding values of the signal-to-noise ratio q . In our case, they are $q = 4$ and $q = 5.91$, respectively.

Let's consider the contrast of radio brightness temperature of the “object — background” scene for the case of using an active-passive radiometric detection system. In general, the radio brightness temperature of any part of the scene will be determined by eigen radiation and reflected radiation of the illumination source and the attenuation of radiation in the atmosphere along the path of the radiometric system — scene. Since both illumination source and eigen radiation have a noisy nature, interference phenomena can be neglected, and the total thermal contrast can be considered as the sum of contrasts of different origins.

The passive radiometric component of radio brightness contrast can be calculated by the formula [2]:

$$\Delta T_1 = \frac{4d^2 S(\theta, \alpha) \Delta \chi T_{12} K(R_r)}{R_r^2 \pi \lambda^2}, \quad (2)$$

where $\Delta \chi$ is the difference in the emissivity of the object surface and the background, T_{12} is difference between the object and the background temperatures, that is, the contrast-forming temperature of the radio brightness, $K(R)$ is the attenuation coefficient of radiation in the atmosphere due to passing through the path R , Q is a filling factor of the antenna radiation pattern, $R = H \sec \theta$ is the length of the route of the

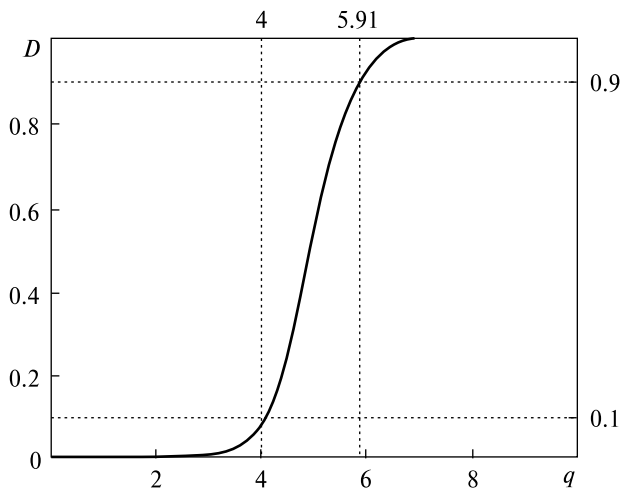


Figure 3. Dependence of probability D of correctly detecting an object in a radiometric system on the signal-to-noise ratio q

visible scene — radiometric system, H is the height of the location of the radiometric system carrier above the surface of the earth, θ is the angle of inclination of the object sighting, counted from the nadir.

The filling factor of the radiation pattern of the antenna of the radiometric system is calculated according to the formula:

$$Q = \frac{4S}{\pi L^2}, \quad (3)$$

where S is the surface area of the object, $L = \lambda R_r / d$ is the cross-sectional area of the antenna radiation pattern with the earth's surface, R_r is the detection range of the object, i.e. the length of the path of the radiometric system — the object, d is the diameter of the antenna of the radiometric system.

For small objects, the filling factor meets the condition $Q \leq 1$.

Due to the fact that the emissivity of a terrestrial object with a metal coating is small $\Delta\chi \leq 1$ compared to the emissivity of the background of the earth's surface $\Delta\chi \geq 0.8...0.9$, the radiometric contrast ΔT_1 is a negative value.

Using the obtained formulas, we can write down the final formula for the passive component of the contrast:

$$\Delta T_1 = \frac{4d^2 S(\theta, \alpha) \Delta\chi T_{12} K(R_r)}{R_r^2 \pi \lambda^2}. \quad (4)$$

The active component of radio brightness contrast is the result of the reflection of the noise illumination

source radiation on the object and the background. It represents the contrast between the radio brightness of the object and the background that can be calculated via the radar equation [3]:

$$\Delta T_2 = \frac{P_t G_t G_r \Delta\sigma \lambda^2 K(R_r + R_t)}{(4\pi)^3 k \Delta f R_r^2 R_t^2}. \quad (5)$$

This component, obviously, depends on the power of the illumination source P_t , the distance between the source of illumination and the object R_r , which, in turn, depends on the height of the source carrier and the angle of irradiation, and the detection range of the object R_t . Also, this value depends on other values included in the equation (4). Among them are the difference in the effective scattering surfaces of the object and the background $\Delta\sigma$, the bandwidth of the receiver Δf , the radiation efficiency of the antennas of the irradiation source G_t and the radiometric receiver G_r , and the attenuation of radiation in the atmosphere $K(x)$.

In addition, it should be noted that there may be several illumination sources. On the one hand, it can be the source of illumination of an active-passive radiometric detection system, and on the other hand, it can be the source of illumination itself, which is used as a means of active protection against detection. Both "radar" components are calculated according to the formula (5) but for different intensities G_t and distances between source of illumination and object R_t .

Since the component ΔT_2 is a positive value due to the fact that the reflectivity of the object is actually greater than the reflectivity of the background, the total contrast of radio brightness temperature of the object — background $\Delta T = \Delta T_1 + \Delta T_2$ can have any sign, and, in particular, be equal to zero under certain conditions. It should be noted that the situation can change radically, provided that the means of passive masking is not successfully chosen for the relevant background.

Thus, in general, the total contrast of object-to-background is calculated as follows:

$$\Delta T = \frac{4d^2 S \Delta\chi T_{12} K(R_r)}{R_r^2 \pi \lambda^2} + \frac{G_r \Delta\sigma \lambda^2}{(4\pi)^3 k \Delta f R_r^2} \times \left(\frac{P_M G_M K(R_r + R_t)}{R_t^2} + \frac{P_t G_t K(2R_r)}{R_r^2} \right). \quad (6)$$

Here P_M, G_M are the parameters of the “masking” illumination source, which is placed on the distance R_i from the object, and P_r, G_r are the parameters of the illumination source of the active radiometric system.

Using the formula (6), one can calculate the object detection range. Assuming the use of a passive radiometric system and a transparent atmosphere $K(R_r) = K(R_r + R_i) = 1$, we have the formula for calculating the detection range:

$$R_r = \sqrt{\frac{1}{\Delta T} \left(\frac{4d^2 S \Delta \chi T_{12}}{\pi \lambda^2} + \frac{G_r \Delta \sigma \lambda^2 P_M G_M}{(4\pi)^3 k \Delta f \Delta T R_i^2} \right)}. \quad (7)$$

AN EXAMPLE OF EVALUATING THE EFFECTIVENESS OF ACTIVE AND PASSIVE METHODS OF REDUCING THE VISIBILITY OF A SMALL GROUND OBJECT

As a demonstration of the effectiveness of active and passive protection methods, we will consider a model problem. As the test object, we took a metal object against a forest-grass background. To simplify the problem, we assume that the object has the shape of a rectangle. The plane xOy coincides with the surface of the earth, and the surface area of the object in this plane is 25 m^2 . The surface area of the object in the xOz plane is 9 m^2 , and in the yOz plane — 17 m^2 . The dimensions are chosen in such a way that the object-background contrast depends on the detection direction of the object. The angle θ is the angle between the Oz axis, which is directed towards the sky, and the detection line, and the angle α is the angle between the Ox axis and the projection of the detection line in the xOy plane. With this choice of object and coordinate system, we have the following dependence of S on the detection direction:

$$S(\theta, \alpha) = 25 \cos \theta \cos \alpha + 17 \sin \theta \cos \alpha + 25 \cos \theta \sin \alpha + 9 \sin \theta \sin \alpha.$$

The value of the difference in the emissivity of the object and the background for metal against the background of grass (forest) is $\Delta \chi = -0.9$, the value of the radiothermal temperature that forms the contrast is $T_{12} = 200 \text{ K}$, which corresponds to the reference data for the difference in temperature of metal radiation against the background of the earth’s surface (grass, sand, wood).

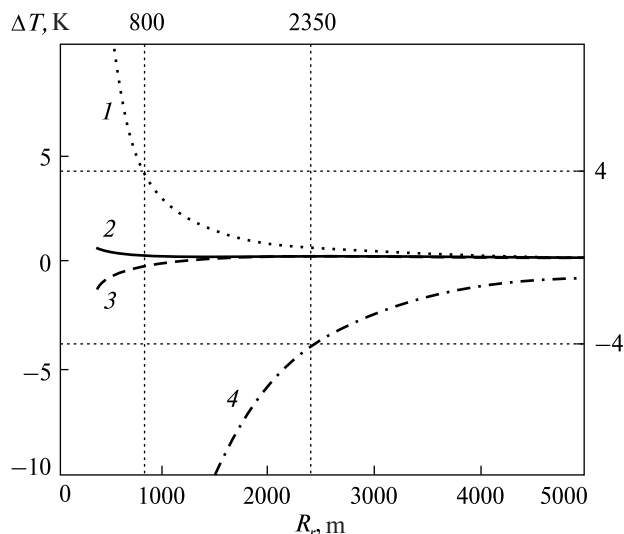


Figure 4. Dependencies of object-to-background contrast ΔT on the detection range R_r for the test object with the own source of noise illumination. Line 1 corresponds to $P_M = 1 \text{ W}$, line 2 — $P_M = 0.9 \text{ W}$, line 3 — $P_M = 0.89 \text{ W}$, line 4 — $P_M = 0 \text{ W}$

The parameters of the antenna of the radiometric system are chosen so that the antenna directivity is 40 dB , and the main lobe diagram has a width of $2\theta = 1.1^\circ \dots 1.2^\circ$. For a radiometric system of an 8-millimeter range, this is achieved, for example, when using a parabolic antenna with a diameter of $d = 500 \text{ mm}$, $G_r = 3.855 \times 10^4$.

We will consider the use of masking coating and source of noise illumination as passive and active reduction of object visibility, correspondingly. As a masking coating, consider a net-type camouflage coating (Fig. 1) that reduces the contrast of object-to-background by 10 dB . Moreover, the own source of noise illumination is located at a height of 1 km above the ground.

Fig. 4 demonstrates the possibility of reducing the object-to-background contrast due to the successful power selection of the illumination source. We see that in the absence of a source of illumination $P_M = 0 \text{ W}$ (line 4 in Fig. 4), the contrast has a negative, relatively large value and allows detection of the test object from a distance of 2350 m , which corresponds to a probability of detection of 0.1 (see Fig. 1). Provided that the power of the illumination source is 1 W (line 1 in Fig. 4), the contrast has a significantly

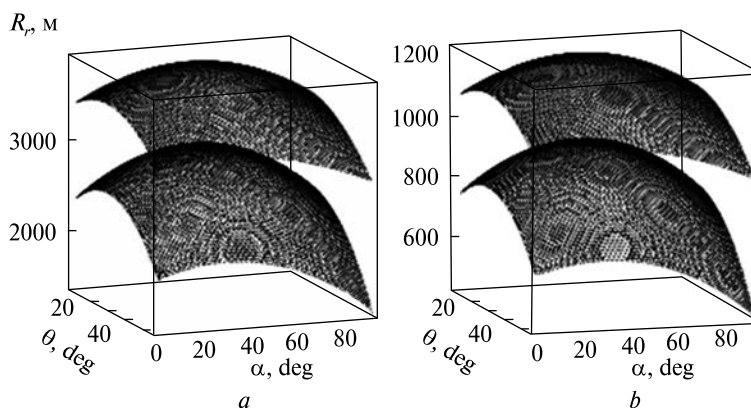


Figure 5. Polar dependencies of detection range of the test object without using masking coating (upper surfaces) and with it (lower surfaces): *a* — for $P_M = 0$ W, *b* — for $P_M = 1$ W

positive value, and the detection range is only 800 m. For illumination source powers of 0.89 W (line 3 in Fig. 4) and 0.9 W (line 2 in Fig. 4), the contrast has small negative and positive values, respectively. Calculations show that, in this case, the object detection distance will not exceed 350...400 m.

To demonstrate the effectiveness of the masking coating, Fig. 5 shows the calculated polar dependencies of the detection range of the test object without coating and with it for cases with relatively high contrast. So, Fig. 5, *a* corresponds to the situation of the absence of a source of illumination ($P_M = 0$ W), and Fig. 5, *b* is calculated for $P_M = 1$ W case. We can see that the masking coating reduces the detection range by almost three times in both cases.

Thus, it is clear that well-chosen means of active and passive visibility reduction can significantly decrease the probability and detection range of the object on the surface of the earth. Their combination makes it possible to successfully counteract the systems of radiometric reconnaissance, detection and guidance of weapons. At the same time, in real combat, to successfully use the active protection method, it is necessary to have an unmanned aerial vehicle equipped with a source of noise illumination and a radiometric system to ensure automatic adjustment of the source power in dynamic external conditions.

The object is equipped with an active protection system in the form of its own source of noise illumination with a power of P_M .

CONCLUSIONS

The paper examines the theoretical foundations of assessing the probability and capability of detecting small-sized ground objects by radiometric active-passive systems of reconnaissance, detecting and weapons guidance under the conditions of using active and passive means of reducing visibility. A general formula was obtained for determining the object-to-background radio brightness temperature contrast and estimating the probability of object detection depending on the value of this contrast.

As a method of passive protection, the well-known method of using masking coatings is considered. As an active protection, the use of an own source of noise illumination with the possibility of adjusting its power to reduce the object-to-background contrast via using a radiometric system is proposed.

The simplest test object as a metal parallelepiped on the grassy ground was considered, and the effectiveness of the proposed methods of active and passive reducing of object visibility was numerically proven.

REFERENCES

1. Bykov V. N. (2005). Detection of small-sized objects by millimeter-wave radiometric information systems with noise illumination. *Radio electronic and computer systems*, № 2, 5–10.
2. Bykov V. N., Antyufeev V. I., Grichanyuk A. M., Ivanchenko D. D., Kolchigin N. N., Krayushkin V. A., Sotnikov A. M. (2014). *Matrix radiometric correlation-extremal aircraft navigation systems*. Monograph. Kharkiv: Publ. house of OOO “Generous estate plus”, 372 p.
3. Bykov V. N., Kolchigin N. N., Osinovy G. G., Berezhnaya T. D. (2016). Assessing the effectiveness of the protection of small ground object from passive-active radiometric detection systems. *Appl. Radio Electronics, Scientific and Technical J.*, **15**, № 1, 45–50.
4. Meyirbekov M. N., Ismailov M. B., Manko T. A., Kozis K. V. (2022). Study of the influence of rubbers on the strength properties of carbon fiber. *Space Science and Technology*, **28**, № 5 (138), 67–74.
5. Shirman Ya. D., Losev Yu. I., Minervin N. N., Shirman Ed. I. (1998). *Radioelectronic systems: fundamentals of construction and theory*. Reference book. M.: CJSC “MAKVIS”, 828 p.
6. Skolnik M. I. (2014). *Radar Handbook* (3rd ed.). McGraw-Hill Professional, 1352 p.
7. Sukharevsky O. I., Vasilets V. A., Kukobko S. V., Nechitailo S. V., Sazonov A. Z. (2009). *Scattering of electromagnetic waves by air and ground radar objects*. Monograph. Kharkiv, HUPS, 468 p.

Стаття надійшла до редакції 08.06.2023

Після доопрацювання 22.08.2023

Прийнято до друку 20.09.2023

Received 08.06.2023

Revised 22.08.2023

Accepted 20.09.2023

V. Биков¹, пров. наук. співроб. кафедри техн. радіофізики, д-р техн. наук, старш. наук. співроб.

E-mail: bykov@karazin.ua

G. Осіновий², нач. проектного відділу, д-р філософії

K. Козіс², старш. наук. співроб., канд. техн. наук

¹ Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна

4, Майдан Свободи, Харків, Україна, 61000

² Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»

вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

МЕТОДИ АКТИВНОГО І ПАСИВНОГО ЗАХИСТУ МАЛОРОЗМІРНИХ НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ ВІД МАТРИЧНИХ РАДІОМЕТРИЧНИХ ПАСИВНО-АКТИВНИХ СИСТЕМ ВИЯВЛЕННЯ МІЛІМЕТРОВОГО ДІАПАЗОНУ

Розроблені і удосконалені моделі і методи положено в основу створеної в роботі методики оцінки ймовірності і дальності виявлення малорозмірних, зокрема рухомих, наземних об'єктів пасивно-активними радіометричними системами виявлення і ідентифікації міліметрового діапазону. Методика дозволяє урахувати велику кількість факторів (потужність і багатопозиційну побудову джерела підсвічування, ширину полоси пропускання приймача радіометричної (РМ) системи, характеристики антени джерела підсвічування і РМ-системи) і умов візування РМ-системи (кути візування, розміри і конфігурацію об'єкта, вплив атмосферних гідрометеорів), які впливають на процес виявлення чи невиявлення малорозмірних наземних об'єктів. Отримані в роботі аналітичні вирази дозволяють оцінити вплив на процес виявлення застосованих методів і засобів захисту, і таким чином оцінити ефективність засобів зниження помітності малорозмірних наземних рухомих об'єктів від радіометричних систем виявлення міліметрового діапазону.

Розглянуто теоретичну модель для визначення ймовірності та дальності виявлення радіометричною системою малогабаритного наземного об'єкта. Дана модель враховує можливість використання активно-пасивної радіометричної системи, а також активних і пасивних засобів зниження видимості об'єктів. Модель дозволила отримати узагальнені формули як для контрасту радіояскравості об'єкта до фону, так і для дальності виявлення об'єкта за наявності джерел освітлення.

На основі чисельного моделювання показано ефективність розробленої моделі. Крім того, показано, що за рахунок використання регульованого джерела шумового освітлення можна значно знизити видимість об'єкта в динамічних умовах. Результати роботи окреслюють шляхи розвитку сучасних високотехнологічних методів пасивного та активного захисту наземних об'єктів від систем радіометричної розвідки та наведення зброї.

Ключові слова: міліметровий діапазон, матричні кореляційно-екстремальні системи виявлення, активні і пасивні системи захисту, маскувальні покриття.

Історія космічних досліджень

History of Space Research



Редакційна колегія науково-практичного журналу НАН України «Космічна наука і технологія» вітає Миколу Олександровича МІТРАХОВА директора Представництва Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», члена редколегії науково-популярного журналу НАН України і ГАО НАН України «Світогляд», головного редактора українського електронного журналу «Аерокосмічний вісник» із 60-річним ювілеєм!

Бажаємо здорового довголіття, сімейної вітихи, позитивних емоцій та наснаги у творчій діяльності, удачі в досягненні нових звершень, а нам всім — Перемоги України у війні проти рашистського агресора!

Біографічна довідка: Микола Мітрахов народився 23 вересня 1963 р. у с. Калощич'є Брасовського району Брянської області. У 1985 р. закінчив факультет авіаційного радіоелектронного обладнання Київського вищого військового авіаційного інженерного училища (КВВАІУ), спеціальність — інженер-математик. У 1985—2001 роках проходив військову службу: старший інженер полку Стратегічної авіації Ту-160 у м. Прилуки (1985—1988); ад'юнкт К-47 КВВАІУ (1988—1991), де захистив дисертацію «Методика організації оперативного комплексного відновлення інформації в АСУ авіаційними з'єднаннями та частинами» (1992), кандидат технічних наук; викладач, старший викладач, доцент К-50 Київського інституту Військово-повітряних сил (1992—2000), провідний науковий співробітник Наукового центру Військово-повітряних сил (2000—2001). Підполковник запасу.

У 2001—2010 роках — керівник Інформаційно-аналітичного Центру «Спейс-Інформ». Від грудня 2010 року по теперішній час працює директором Представництва ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля» у м. Києві. Член ради Української асоціації високотехнологічних підприємств та організацій «Космос», керівник інформаційного комітету Аерокосмічного товариства України, член-кореспондент Аерокосмічної академії України. Член редколегії науково-популярного журналу НАН України і ГАО НАН України «Світогляд», головний редактор українського електронного журналу «Аерокосмічний вісник».

Зробив вагомий внесок для поліпшення контактів ДП «КБ «Південне» з Державним космічним агентством України, Національною академією наук України, Мінстратегпромом, іншими міністерствами та відомствами, підприємствами і організаціями, громадськими товариствами та засобами масової інформації. Бере активну

участь у виконанні завдань Генеральної угоди про науково-технічне співробітництво між НАН України та ДП «КБ «Південне», а також забезпечує представництво в науко-технічних заходах, ділових зустрічах, виставках та конференціях у м. Києві за напрямками діяльності підприємства.

Має великі здобутки у популяризації космічних досліджень України та у підготовці ґрунтовних аналітичних матеріалів про історію, стан та перспективи розвитку космічної галузі України. Автор і упорядник видань про видатних творців ракетно-космічної техніки та історії космічної діяльності України. За його участі підготовлено й опубліковано такі відомі видання, як «Україна космічна. Фотоальбом» (2008), «КБ «Южное». Люди и ракеты» (2014), «Російсько-українсько-англійський термінологічний словник з ракетно-космічної техніки» (2014), «Видатні діячі ракетно-космічної галузі України» (2015), «Космічна діяльність України» (2015), «Смирнов. У истоков ракетостроения» (2016), «Макаров — патриарх ракетостроения» (2016), «Державне космічне агентство України: 25 кроків у Космос» (2016), «Конюхов: «Судьба моя — КБ «Южное». Фотоальбом» (2017), «Yuzhnoye, the Lot of Mine: A Photobiography of Stanislav Koniukhov» (2018), «Ракетчик, ставший Президентом» (2018), «Дегтярев. На орбитах международного сотрудничества» (2022).

Нагороджений Почесною грамотою Кабінету Міністрів України (2013), відомчими медалями і відзнаками, зокрема нагородою ДКА України «Знак Пошани» (2013), нагрудним знаком Аерокосмічного товариства України «За заслуги» (2014), медаллю КБ «Південне» імені М. К. Янгеля (2014), нагрудним знаком КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля «За створення ракетно-космічної техніки» (2023), відзнакою НАН України «За сприяння розвитку науки» (2023).